

# Trabajo de Fin de Grado

## Ingeniería Aeroespacial

### Estudio numérico preliminar de la estructura en material compuesto para una aeronave tilt-rotor

Autor: Miguel Peña Herrero

Tutores: Jesús Justo Estebaranz

José Antonio Reinoso Cuevas

**Dep. de Mecánica de Medios Continuos y  
Teoría de Estructuras  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla**  
Sevilla, 2016





Trabajo de Fin de Grado  
Ingeniería Aeroespacial

# **Estudio numérico preliminar de la estructura en material compuesto para una aeronave tilt-rotor**

Autor:

Miguel Peña Herrero

Tutores:

Jesús Justo Estebaranz

Profesor Ayudante Doctor

José Antonio Reinoso Cuevas

Profesor Ayudante Doctor

Dep. de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2016





Trabajo de Fin de Grado: Estudio numérico preliminar de la estructura en material compuesto para una aeronave tilt-rotor

Autor: Miguel Peña Herrero

Tutores: Jesús Justo Estebaranz  
José Antonio Reinoso Cuevas

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2013

El Secretario del Tribunal



El auge de los vehículos aéreos no tripulados ha permitido descubrir su gran utilidad ante situaciones de emergencia. Los equipos de respuesta rápida portan este tipo de aeronaves hasta las zonas afectadas con el objetivo de llevar lo más rápido posible material médico y otros suministros de vital importancia. Asimismo permiten localizar personas para su rescate y obtener información sobre el estado de la situación. Para ello se deben usar tanto aeronaves de ala fija, con mayor alcance y carga de pago, como de ala rotatoria, con capacidad de despegar y aterrizar verticalmente.

La Escuela Técnica Superior de Ingeniería de la Universidad de Sevilla ha puesto en marcha un proyecto con la intención de crear una aeronave tilt-rotor no tripulada que combine las ventajas de estos dos tipos de vehículos. Con esto se pretende cubrir las necesidades de los servicios de asistencia en relación a este ámbito, eliminando la obligación de escoger entre ellos y proporcionando una plataforma de despliegue rápido y eficaz.

El objetivo de esta memoria es presentar el trabajo desarrollado para el cálculo de la estructura preliminar de dicha aeronave, realizada en material compuesto y analizada haciendo uso de un código comercial que implementa el Método de los Elementos Finitos.



# Abstract

---

The outcome of the unmanned aerial vehicles has evidenced their use in any emergency situation. Rapid response teams carry these type of aircrafts in order to take medical devices and other important supplies to the affected areas as fast as possible. Moreover, they are suitable to find people needing rescue and to gather information with regard to the situation. They have to use both fixed wing aircrafts, with larger range and payload, and rotary-wing aircrafts, enabling vertical take-offs and landings.

The Escuela Técnica Superior de Ingeniería of the Universidad de Sevilla has commenced a project to create an unmanned tilt-rotor aircraft, which combines the advantages of the two kinds of vehicle that are currently used. The principal aim is regarding meeting the needs of the assistance services in this aspect, making unnecessary to choose between them and offering a fast and efficient deployment.

The purpose of this document is to present the work developed to design the preliminary structure of this aircraft, made of composite materials and analyzed using the Finite Element Method.



Resumen .....	vii
Abstract .....	ix
Índice .....	xi
Índice de Tablas .....	i
Índice de Figuras .....	iii
Aclaraciones.....	vii
<i>Unidades usadas en el análisis numérico.....</i>	7
<i>Propiedades mecánicas del material utilizado .....</i>	7
<b>1 Introducción .....</b>	<b>9</b>
1.1 <i>Antecedentes .....</i>	9
1.1.1 Tilt-rotors.....	9
1.1.2 Vehículos aéreos no tripulados .....	10
1.1.3 Estructuras aeronáuticas, materiales compuestos y Método de los Elementos Finitos.....	12
1.2 <i>Motivación .....</i>	13
1.3 <i>Objetivos del trabajo .....</i>	16
1.4 <i>Estructura del documento.....</i>	16
<b>2 Requisitos de diseño.....</b>	<b>17</b>
2.1 <i>Geometría .....</i>	17
2.2 <i>Cargas.....</i>	19
<b>3 Ala .....</b>	<b>23</b>
3.1 <i>Diseño geométrico.....</i>	23
3.1.1 Bell-Boeing V-22 Osprey.....	23
3.1.2 Bell Eagle Eye .....	24
3.1.3 Planeadores.....	24
3.2 <i>Versión 1.....</i>	27
3.2.1 Modelado .....	27
3.2.1.1 Geometría .....	27
3.2.1.2 Material .....	28
3.2.1.3 Mallado.....	29
3.2.1.4 Interacciones .....	30
3.2.1.5 Cargas .....	31
3.2.2 Resultados .....	34
3.2.2.1 Pandeo.....	34
3.2.2.2 Modo de vuelo horizontal.....	35
3.2.2.3 Modo de vuelo vertical .....	36
3.3 <i>Versión 2.....</i>	37
3.3.1 Modelado .....	37
3.3.1.1 Geometría .....	37
3.3.1.2 Material .....	37
3.3.1.3 Mallado.....	39
3.3.1.4 Interacciones.....	39
3.3.1.5 Cargas .....	40
3.3.2 Resultados .....	40

3.3.2.1	Pandeo .....	40
3.3.2.2	Modo de vuelo horizontal .....	41
3.3.2.3	Modo de vuelo vertical .....	42
<b>4</b>	<b>Estabilizador .....</b>	<b>43</b>
4.1	<i>Diseño geométrico</i> .....	43
4.2	<i>Versión 1</i> .....	44
4.2.1	Modelado.....	44
4.2.1.1	Geometría .....	44
4.2.1.2	Material.....	44
4.2.1.3	Mallado .....	45
4.2.1.4	Interacciones.....	46
4.2.1.5	Cargas .....	46
4.2.2	Resultados.....	50
4.2.2.1	Pandeo .....	50
4.2.2.2	Deflexión 0°.....	51
4.2.2.3	Deflexión 20°.....	52
4.3	<i>Versión 2</i> .....	53
4.3.1	Modelado.....	53
4.3.2	Resultados.....	54
4.3.2.1	Pandeo .....	54
4.3.2.2	Deflexión 0°.....	55
4.3.2.3	Deflexión 20°.....	56
<b>5</b>	<b>Fuselaje.....</b>	<b>57</b>
5.1	<i>Diseño geométrico</i> .....	57
5.2	<i>Versión 1</i> .....	62
5.2.1	Modelado.....	62
5.2.1.1	Geometría .....	62
5.2.1.2	Material.....	62
5.2.1.3	Mallado .....	63
5.2.1.4	Interacciones.....	72
5.2.1.5	Cargas .....	72
5.3	<i>Versión 2</i> .....	73
5.3.1	Modelado.....	73
5.3.1.1	Geometría .....	73
5.3.1.2	Material.....	74
5.3.1.3	Mallado, Interacciones y Cargas.....	75
<b>6</b>	<b>Modelo Completo .....</b>	<b>77</b>
6.1	<i>Versión 1</i> .....	77
6.1.1	Modelado.....	77
6.1.2	Resultados.....	79
6.2	<i>Versión 2</i> .....	82
6.2.1	Modelado.....	82
6.2.2	Resultados.....	83
6.3	<i>Versión 3</i> .....	85
6.3.1	Modelado.....	85
6.3.2	Resultados.....	86
6.4	<i>Versión 4</i> .....	89
6.4.1	Modelado.....	89
6.4.2	Resultados.....	91
<b>7</b>	<b>Conclusiones y desarrollo futuro.....</b>	<b>97</b>
	<b>Referencias.....</b>	<b>101</b>



# ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 0-1. Unidades utilizadas	7
Tabla 0-2. Propiedades mecánicas del material	7
Tabla 1-1 Pesos estimados por componente.	15
Tabla 2-1. Centros de masas de los elementos internos.	19
Tabla 2-2. Cargas aerodinámicas proporcionadas.	19
Tabla 2-3. Cargas del motor.	20
Tabla 2-4. Peso de los elementos internos.	21
Tabla 7-1. Comparación de pesos con la estimación inicial.	97
Tabla 7-2. Posición del centro de masas de la estructura	98
Tabla 7-3. Momentos de inercia de la estructura en el c.g.	98



# ÍNDICE DE FIGURAS

---

Figura 1-1. Bell-Boeing V-22 Osprey [2].	10
Figura 1-2. Multirrotores utilizados en misiones SAR [3].	11
Figura 1-3. Estructura semi-monocasco del BAE HS 748 [4].	12
Figura 1-4. Modelo de elementos finitos de una estructura completa [5].	13
Figura 1-5. Vehículo de Intervención Rápida del SAMU [6].	14
Figura 1-6. Concepto con dos rotores.	14
Figura 1-7. Concepto con cuatro rotores.	15
Figura 1-8. Estudios relacionados con el proyecto EmERGENTIA [7].	15
Figura 2-1. Modelo CAD.	17
Figura 2-2. Vistas del modelo CAD.	18
Figura 2-3. Elementos internos de la aeronave.	18
Figura 3-1. <i>Cutaway</i> del V-22 Osprey [11].	23
Figura 3-2. <i>Cutaway</i> del Eagle Eye [12].	24
Figura 3-3. Planeador en reparación [13].	24
Figura 3-4. Ala de un avión experimental [14].	25
Figura 3-5. Ala propuesta con <i>lightening holes</i> circulares.	26
Figura 3-6. Ala propuesta con <i>lightening holes</i> adaptados.	26
Figura 3-7. Detalle de las costillas propuesta.	26
Figura 3-8. Geometría final del ala.	27
Figura 3-9. <i>Parts</i> del modelo en ABAQUS.	28
Figura 3-10. Apilados por zona.	29
Figura 3-11. Técnicas de mallado por sección.	29
Figura 3-12 Detalle del mallado del ala.	30
Figura 3-13 Detalle del mallado de una costilla.	30
Figura 3-14. Interacciones del modelo.	31
Figura 3-15. $l(y)$ del ala.	32
Figura 3-16. $d(y)$ del ala.	32
Figura 3-17. $m(y)$ del ala.	33
Figura 3-18. Cargas del modelo en el modo de vuelo vertical.	33
Figura 3-19. Ala V.1: Primer modo de pandeo.	35
Figura 3-20. Ala V.1: Desplazamientos en modo de vuelo horizontal.	35
Figura 3-21. Ala V.1: Criterio de Tsai-Wu en modo de vuelo horizontal.	36

Figura 3-22. Ala V.1: Desplazamientos en modo de vuelo vertical.	36
Figura 3-23. . Ala V.1: Criterio de Tsai-Wu en modo de vuelo vertical.	37
Figura 3-24. Secciones de apilado por zonas.	38
Figura 3-25. Aclaración del cambio de signo en los apilados.	39
Figura 3-26. Detalle de la malla y la interacción definidas.	39
Figura 3-27. Ala V.2: Primer modo de pandeo.	40
Figura 3-28. Ala V.2: Desplazamientos en modo de vuelo horizontal.	41
Figura 3-29. Ala V.2: Criterio de Tsai-Wu en modo de vuelo horizontal.	41
Figura 3-30. Ala V.2: Desplazamientos en modo de vuelo vertical.	42
Figura 3-31. Ala V.2: Criterio de Tsai-Wu en modo de vuelo vertical.	42
Figura 4-1. Geometría de la cola.	43
Figura 4-2. <i>Parts</i> del modelo del estabilizador	44
Figura 4-3. Secciones de la cola por zonas.	45
Figura 4-4. Detalle del mallado del estabilizador.	45
Figura 4-5. Interacciones del estabilizador.	46
Figura 4-6. $l(y)$ del estabilizador.	47
Figura 4-7. $d(y)$ del estabilizador.	47
Figura 4-8. $m(y)$ del estabilizador.	48
Figura 4-9. $m(y)$ en el 15% de la cuerda del estabilizador.	48
Figura 4-10. Cargas del estabilizador.	49
Figura 4-11. Estabilizador V.1: Primer modo de pandeo.	50
Figura 4-12. Estabilizador V.1: Desplazamientos con deflexión $0^\circ$ .	51
Figura 4-13. Estabilizador V.1: Criterio de Tsai-Wu con deflexión $0^\circ$ .	51
Figura 4-14. Estabilizador V.1: Desplazamientos con deflexión $20^\circ$ .	52
Figura 4-15. Estabilizador V.1: Criterio de Tsai-Wu con deflexión $20^\circ$ .	52
Figura 4-16. Sección única en la V.2 del estabilizador.	53
Figura 4-17. . Estabilizador V.2: Pandeo.	54
Figura 4-18. Estabilizador V.2: Desplazamientos con deflexión $0^\circ$ .	55
Figura 4-19. Estabilizador V.2: Criterio de Tsai-Wu con deflexión $0^\circ$ .	55
Figura 4-20. Estabilizador V.2: Desplazamientos con deflexión $20^\circ$ .	56
Figura 4-21. Estabilizador V.2: Criterio de Tsai-Wu con deflexión $20^\circ$ .	56
Figura 5-1. Construcción del Lockheed Martin X-55 [17].	57
Figura 5-2. Construcción del fuselaje de un planeador [17].	58
Figura 5-3. Fuselaje del Beechcraft Starship [4].	58
Figura 5-4. Estructura inicial del fuselaje (perspectiva).	59
Figura 5-5. Estructura inicial del fuselaje (perfil).	59
Figura 5-6. Estructura inicial del fuselaje (alzado).	60
Figura 5-7. Estructura final del fuselaje (perspectiva).	61
Figura 5-8. Estructura final del fuselaje (perfil).	61

Figura 5-9. Estructura final del fuselaje (alzado).	61
Figura 5-10. <i>Parts</i> del modelo del fuselaje.	62
Figura 5-11. Apilados del fuselaje por zonas.	63
Figura 5-12. Técnicas de mallado de los largueros por zonas.	64
Figura 5-13. Detalle de la malla de los largueros.	64
Figura 5-14. Detalle de la malla de los largueros.	64
Figura 5-15. Detalle de la malla de los largueros.	65
Figura 5-16. Técnicas de mallado de las cuadernas por zonas.	65
Figura 5-17. Detalle de la malla de las cuadernas.	66
Figura 5-18. Detalle de la malla de las cuadernas.	66
Figura 5-19. Detalle de la malla de las cuadernas.	67
Figura 5-20. Detalle de la malla de las cuadernas.	67
Figura 5-21. Técnicas de mallado de la cola por zonas.	68
Figura 5-22. Detalle de la malla de la cola.	68
Figura 5-23. Técnicas de mallado de la cubierta por zonas.	69
Figura 5-24. Detalle de la malla de la cubierta.	69
Figura 5-25. Detalle de la malla de la cubierta.	69
Figura 5-26. Detalle de la malla de la cubierta.	70
Figura 5-27. Detalle de la malla de la cubierta.	70
Figura 5-28. Detalle de la malla de la cubierta.	70
Figura 5-29. Detalle de la malla de la cubierta.	71
Figura 5-30. Detalle de la malla de la cubierta.	71
Figura 5-31. Detalle de la malla de la cubierta.	71
Figura 5-32. Interacciones del modelo del fuselaje.	72
Figura 5-33. Cargas y condiciones de contorno del modelo del fuselaje.	73
Figura 5-34. Modificación de la cubierta del fuselaje.	73
Figura 5-35. Secciones del fuselaje V.2 por zonas.	74
Figura 5-36. Detalle del mallado alterado en la V.2.	75
Figura 6-1. Modelo CAD completo.	77
Figura 6-2. Secciones de la V1. del modelo completo por zonas.	78
Figura 6-3. Interacciones del modelo completo.	79
Figura 6-4. Condiciones de contorno del modelo completo.	79
Figura 6-5. Modelo completo V.1: Desplazamientos.	80
Figura 6-6. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.	80
Figura 6-7. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.	81
Figura 6-8. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.	81
Figura 6-9. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.	82
Figura 6-10. Secciones del modelo completo V.2 por zonas.	83
Figura 6-11. . Modelo completo V.2: Desplazamientos.	83

Figura 6-12. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.	84
Figura 6-13. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.	84
Figura 6-14. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.	85
Figura 6-15. Secciones del modelo completo V.3 por zonas.	86
Figura 6-16 Detalle del mallado de los refuerzos de la V.3.	86
Figura 6-17. Modelo completo V.3: Criterio de Tsai-Wu.	87
Figura 6-18. Modelo completo V.3: Tensiones máximas la zona de fallo.	87
Figura 6-19. Modelo completo V.3: Primer modo de pandeo.	88
Figura 6-20. Modelo completo V.3: Segundo modo de pandeo.	88
Figura 6-21. Refuerzo exterior de la V.4 del modelo completo.	89
Figura 6-22. Secciones del refuerzo de la V.4 por zonas.	90
Figura 6-23. Detalle del mallado del refuerzo.	91
Figura 6-24. Interacciones creadas en la V.4.	91
Figura 6-25. Modelo completo V.4: Segundo modo de pandeo.	92
Figura 6-26. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.	92
Figura 6-27. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.	93
Figura 6-28. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.	93
Figura 6-29. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.	94
Figura 6-30. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.	94
Figura 6-31. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.	95
Figura 6-32. Boceto del sistema de unión.	95
Figura 6-33. Modelo completo V.4: Primer modo de pandeo.	96

# Aclaraciones

## Unidades usadas en el análisis numérico

Obsérvese que al imponerse el newton como unidad de fuerza, el milímetro como unidad de longitud y el segundo como unidad de tiempo, la masa se expresa en toneladas y la presión en megapascasles.

Tabla 0-1. Unidades utilizadas

Magnitud	Unidad
Fuerza	N
Longitud	mm
Fuerza por unidad de longitud	N/mm
Momento	Nmm
Momento por unidad de longitud	N
Tiempo	s
Masa	T
Presión	MPa
Densidad	T/mm <sup>3</sup>

## Propiedades mecánicas del material utilizado

Laminado de material compuesto con un 60% en volumen de fibra de carbono a 0° embebida en matriz epoxi, en seco y a temperatura ambiente, extraído de [1]

Tabla 0-2. Propiedades mecánicas del material

Nombre	Símbolo	Valor
Densidad	$\rho$	1.6 g/cm <sup>3</sup>
Módulo de Young a 0°	$E_1$	135 GPa
Módulo de Young a 90°	$E_2$	10 GPa
Módulo de Elasticidad Tangencial en el plano	$G_{12}$	5 GPa
Módulo de Poisson	$\nu_{12}$	0.3
Tensión de rotura a tracción a 0°	$X_t$	1500 MPa
Tensión de rotura a compresión a 0°	$X_c$	1200 MPa
Tensión de rotura a tracción a 90°	$Y_t$	50 MPa
Tensión de rotura a compresión a 90°	$Y_c$	250 MPa
Tensión de rotura tangencial plana	$S$	70 MPa
Deformación de rotura a tracción a 0°	$\varepsilon_{xt}$	1.05 %
Deformación de rotura a compresión a 0°	$\varepsilon_{xc}$	0.85 %
Deformación de rotura a tracción a 90°	$\varepsilon_{yt}$	0.5 %
Deformación de rotura a compresión a 90°	$\varepsilon_{yc}$	2.5 %
Deformación de rotura tangencial plana	$\varepsilon_S$	1.4 %





# 1 INTRODUCCIÓN

---

Como paso previo al contenido que se va a desarrollar en la memoria es conveniente introducir algunos conceptos que se han utilizado en el trabajo así como la motivación y los objetivos del mismo. Por último se va a dar un pequeño resumen sobre las distintas secciones del documento y la lógica que siguen.

## 1.1 Antecedentes

A lo largo de este trabajo se va a hacer uso de ciertas tecnologías que pueden requerir una breve explicación previa. A continuación se ofrece información sobre su historia y su aplicación en el sector aeroespacial con el objetivo de dar una base al trabajo que se va a exponer.

### 1.1.1 Tilt-rotors

Las aeronaves de ala fija son capaces de llevar cargas de pago elevadas a grandes distancias ya que mantienen una alta relación L/D. Mientras que el peso del avión es soportado por las alas, los motores sólo deben contrarrestar la resistencia aerodinámica que se genera, por lo que su potencia y consumo son reducidos. De esta forma se puede mantener un gran alcance y una alta velocidad de crucero sin que el coste por hora de vuelo se vea perjudicado. Sin embargo, este tipo de aparatos necesitan mantenerse en movimiento para generar sustentación, lo que implica ciertas dificultades en su operación. La mayor de ellas es la necesidad de pistas acondicionadas en las que aterrizar y despegar, algo que limita en gran medida su uso. Esto conlleva la imposibilidad de transportar cargas a y desde zonas de difícil acceso.

Las aeronaves de ala rotatoria compensan esta limitación manteniendo con sus motores el flujo de aire necesario para generar sustentación. Puesto que los rotores son pequeños en comparación a un ala fija, la velocidad de giro de los mismos debe ser alta. Esto hace que la potencia requerida por unidad de masa de la aeronave sea más alta que en el caso de una de ala fija, teniendo una menor capacidad de carga y un mayor consumo. También limita la velocidad máxima que pueden alcanzar debido a los efectos de compresibilidad que se generan en las palas cuando avanzan en la misma dirección que el aparato, así como la altitud de vuelo. Sin embargo, este tipo de vehículos son muy utilizados debido a su habilidad de moverse libremente incluso a velocidades nulas. Ser capaces de mantenerse estáticos en el aire les permite realizar el despegue y el aterrizaje verticalmente y en espacios reducidos, lo que los hace idóneos para trabajar en espacios no preparados.

Se entiende por tilt-rotor toda aeronave de ala fija capaz de orientar sus hélices para proporcionar un empuje tanto vertical como horizontal. Esta característica permite realizar las operaciones de despegue y aterrizaje verticalmente, tal y como hacen los helicópteros, mientras que el resto de las fases de vuelo se desarrollan del mismo modo que un avión convencional. La principal ventaja que ofrecen es que permiten combinar las bondades de ambos mundos, es decir, el gran alcance y carga de los aviones con la capacidad de los helicópteros de actuar sin necesidad de zonas acondicionadas. Pueden despegar y aterrizar verticalmente y moverse a bajas velocidades en las que un avión convencional no es capaz de sustentarse, pero al mismo tiempo pueden realizar el crucero con mayor velocidad y menor consumo de lo que un helicóptero puede alcanzar.



Figura 1-1. Bell-Boeing V-22 Osprey [2].

La idea de usar rotores basculantes para dotar a los aviones de la capacidad de despegar en vertical comenzó a ser explorada durante los años 30, cuando el estadounidense George Lehberger desarrolló varios conceptos que nunca llegaron a materializarse. Durante la Segunda Guerra Mundial los alemanes también estudiaron esta opción con la creación un prototipo del Focke-Achgelis FA-269, que fue destruido por los bombardeos aliados antes de ser probado en vuelo. Aunque Platt & LePage patentó un prototipo en 1946, no fue hasta 1954 cuando la compañía Transcendental Aircraft consiguió volar su tilt-rotor Model 1-G, cuyo único prototipo se estrelló un año después.

El primer intento serio de estudiar el diseño y comportamiento de un tilt-rotor no llegó hasta la creación, con financiación militar, del Bell XV-3, cuyo primer vuelo tuvo lugar en 1966. Las lecciones aprendidas a partir de sus pruebas concluyeron con la creación del XV-15, en la que la NASA tuvo participación activa. En el contexto de la Guerra Fría, la Unión Soviética también comenzó el estudio de este tipo de aeronaves con el diseño del Mil Mi-30, del que solo se llegaron a crear prototipos a pequeña escala.

A partir de 1981 Bell y Boeing se aliaron para crear el V-22 Osprey, que se convertiría en el primer tilt-rotor en pasar la fase experimental para entrar en servicio. Debido a múltiples problemas durante el desarrollo y a un aumento del presupuesto que hizo peligrar su financiación, el V-22 no fue introducido hasta el año 2007. En la Figura 1-1, extraída de [2], podemos ver uno de los V-22 pertenecientes al cuerpo de Marines de los Estados Unidos. EL Osprey ha demostrado la utilidad real de los tilt-rotors, dando paso a desarrollos civiles como el AgustaWestland AW609 y múltiples vehículos no tripulados como el Bell Eagle Eye.

Aunque se trata de un concepto aparentemente muy ventajoso, de desarrollo de los tilt-rotors ha sido lento y poco fructífero hasta hace apenas unos años. Además de la complejidad mecánica y las vibraciones que conllevan este tipo de aeronaves, el principal problema que presentan reside en la dificultad de crear un sistema de control capaz de gobernar la aeronave durante todas las fases del vuelo. Sin embargo, la evolución de la electrónica y el control automático durante las últimas décadas han hecho viable el uso de este tipo de vehículos. En los próximos años se espera un amplio desarrollo de esta tecnología, fruto de diversas investigaciones con financiación tanto pública como privada. Algunos ejemplos de lo que depara el futuro pueden ser el Bell V-280 Valor, el LightningStrike de Aurora Flight Sciences o el Bell-Boeing Quad TiltRotor.

### 1.1.2 Vehículos aéreos no tripulados

Los vehículos aéreos no tripulados o UAVs (del inglés *Unmanned Aerial Vehicle*) son aeronaves que pueden estar controladas directamente por un operador en tierra, seguir una trayectoria que este fija, o bien gozar de autonomía suficiente como para gestionar su propio vuelo. El desarrollo de la electrónica y su miniaturización

han permitido que el mercado de este tipo de sistemas sufra una expansión sin precedentes en los últimos años.

El hecho de no tener un piloto a bordo es lo que los convierte en sistemas muy prácticos a la hora de llevar a cabo ciertas misiones. Estos vehículos son por lo general mucho más maniobrables que un sistema tripulado, no solo por ser más pequeños sino por no estar limitados por la fisiología del piloto. Pudiendo ser de muy diversos tamaños y tanto de ala fija como de ala rotatoria, los usos de los UAVs se extienden desde actuar como blancos móviles hasta la fotografía aérea, destacando entre ellos la vigilancia durante largos periodos de tiempo. Los drones, como se les conoce comúnmente, destacan en aplicaciones que pueden reportar peligro para la tripulación de una aeronave convencional, y se caracterizan por un coste de misión muy inferior al de estas. Un ejemplo de misión en las que su uso es especialmente conveniente es en misiones de búsqueda y rescate (SAR, *Search And Rescue*), ya que normalmente cuentan una amplia gama de sensores de observación y toma de datos. Al ser baratos se pueden desplegar varios sistemas rápidamente para dar cobertura a un gran espacio, y se puede aprovechar su capacidad de carga para portar material de ayuda como equipos de primeros auxilios. Un ejemplo de este uso se puede apreciar en la Figura 1-2, extraída de [3], en la que un hexarotor no tripulado es usado para transportar un botiquín.



Figura 1-2. Multirrotor utilizado en misiones SAR [3].

Se han venido usando drones en misiones de SAR desde el 2005, año a partir del cual han servido como parte del operativo de respuesta ante desastres naturales como huracanes y tifones (Wilma, 2005; Sandy, 2012; Yolanda, 2013), inundaciones y deslizamientos de tierra (en los Balcanes, 2014), o desastres nucleares (en Fukushima, 2011). Tal es su utilidad en este campo que la Comisión Europea ha mostrado su interés mediante la iniciativa ICARUS (*Unmanned Search and Rescue*), que cuenta con 17.5 millones de euros para invertir en el desarrollo de esta aplicación de las aeronaves no tripuladas.

Otra de sus aplicaciones más ventajosas está en el desarrollo de sistemas aeroespaciales, ya que son usados como base de pruebas para sistemas de mayor escala y presupuesto. Hoy en día es común crear versiones reducidas de los aviones durante su fase de definición para probar sistemas de control o cualidades aerodinámicas en un entorno real, extrayendo datos comparables a los que se obtendrían con el vehículo real. Al tener un coste mucho menor, estas aeronaves permiten estudiar nuevas soluciones con la ventaja añadida de no poner en riesgo la vida de un piloto.

### 1.1.3 Estructuras aeronáuticas, materiales compuestos y Método de los Elementos Finitos

En sus orígenes, las estructuras que mantenían a los primeros aviones seguían un diseño básico haciendo uso de celosías atirantadas hechas de madera y cables de acero en las que la cubierta de tela era sólo un elemento aerodinámico y no estructural. La introducción del metal no alteró esta característica, y se limitó a eliminar los tirantes y a proporcionar una mayor rigidez a las estructuras. Al mismo tiempo, el desarrollo de los hidroaviones propició la introducción de la técnica de construcción naval en el sector aeronáutico. En ella la piel, de madera o metal, formaba parte activa de la estructura al resistir parte de las cargas a las que estaba sometida, junto con una serie de cuadernas transversales, largueros y larguerillos longitudinales.

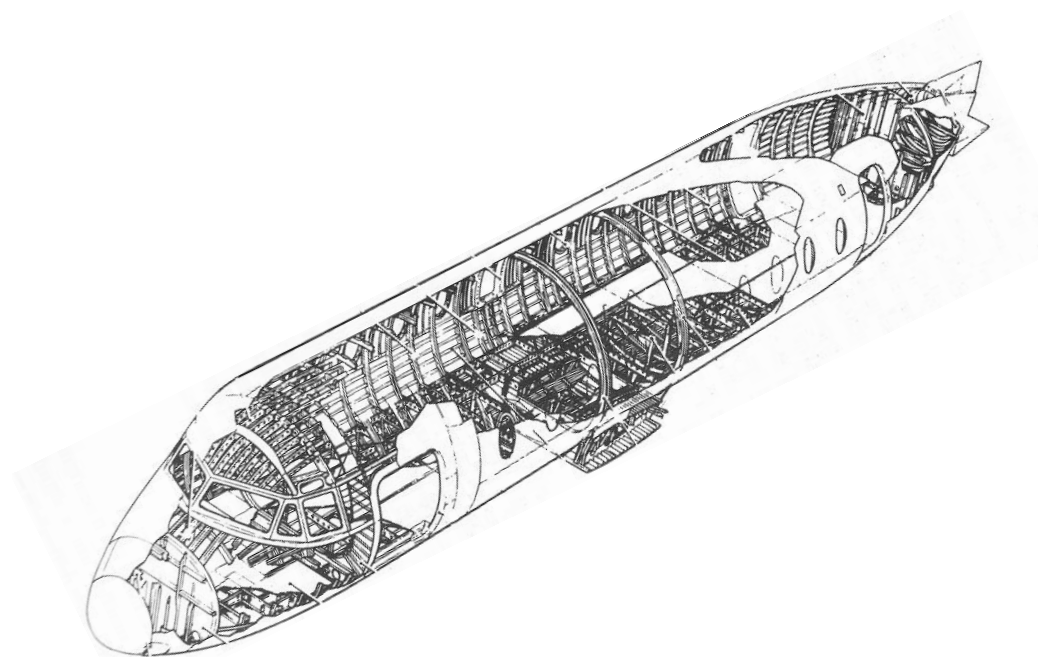


Figura 1-3. Estructura semi-monocasco del BAE HS 748 [4].

Esta técnica de construcción, conocida como estructura semi-monocasco, comenzó a aplicarse en el fuselaje y rápidamente fue adaptada para su uso en el ala, ya que permite disponer de un gran volumen interior en el que portar carga y combustible. En la Figura 1-3, tomada de [4], se observa la disposición de los elementos estructurales del fuselaje más relevantes en las aeronaves de este tipo. El cálculo de estas estructuras metálicas se ha ido perfeccionando con el objetivo de reducir el número de partes que las componen y el número de remaches necesarios para unirlos, alcanzándose un alto grado de optimización en cuanto a la separación y el tamaño de las cuadernas y larguerillos. Sin embargo, este tipo de estructuras presenta un problema cuando se reduce el tamaño de la aeronave hasta el punto en que las reglas de construcción habituales no son aplicables. Este se debe a que las estructuras semi-monocasco hacen uso de un gran número de componentes pequeños y de poco espesor que no pueden ser escalados fácilmente.

El desarrollo de los materiales compuestos así como su alta relación resistencia/peso ha hecho que los fabricantes comiencen a sustituir ciertos componentes de las aeronaves por otros realizados con estos materiales. El comportamiento de los materiales compuestos aún no ha sido totalmente definido, siendo objeto de estudio en los centros de investigación del sector. Es por ello que todavía no se aplican extensivamente en los elementos estructurales más críticos de un avión, a pesar de que se consigue un ahorro entorno al 30% del peso total.

Dentro de la clasificación de estos materiales, los más usados en el sector aeroespacial son los laminados de fibra continua de vidrio, carbono o kevlar embebida en una matriz plástica, generalmente epoxi o poliéster. Mientras que la fibra aporta resistencia en una dirección, la matriz mantiene unidas las fibras y facilita su fabricación. Normalmente las piezas fabricadas en material compuesto usan laminados de varias capas que apilan fibras en direcciones diferentes para dotar a la estructura de resistencia ante distintos tipos de carga.

Si por algo se caracterizan las estructuras aeronáuticas es por su complejidad geométrica y los altos estándares a las que están sometidas. Antes de la evolución de la computación, el cálculo estructural era una ciencia aproximada en la que se debían hacer serias simplificaciones para analizar el armazón de las aeronaves como vigas de sección variable. Es por ello que el desarrollo de los métodos numéricos haya sido acogido tan bien por la industria aeroespacial. Por su versatilidad destaca entre todos ellos el Método de los Elementos Finitos, un método matemático para la resolución de ecuaciones diferenciales de forma aproximada en el que se discretiza el espacio en puntos, llamados nodos, entre los que se encuentran líneas, superficies o volúmenes conocidos como elementos.

En el MEF o FEM (*Finite Element Method*) las ecuaciones que gobiernan la mecánica del problema se calculan en los nodos, usándose funciones conocidas como funciones de forma para calcular las diferencias entre ellos así como para interpolar los resultados. En el caso del problema elástico las ecuaciones vienen dadas por el cumplimiento del Teorema de los Trabajos Virtuales en los nodos, del que se obtienen sus desplazamientos y a partir de ellos las deformaciones, tensiones y demás variables de interés. La principal ventaja de este método es su adaptabilidad a cualquier problema por compleja que sea su geometría, ya que refinando la distribución, forma y tamaño de los elementos se converge a la solución real.

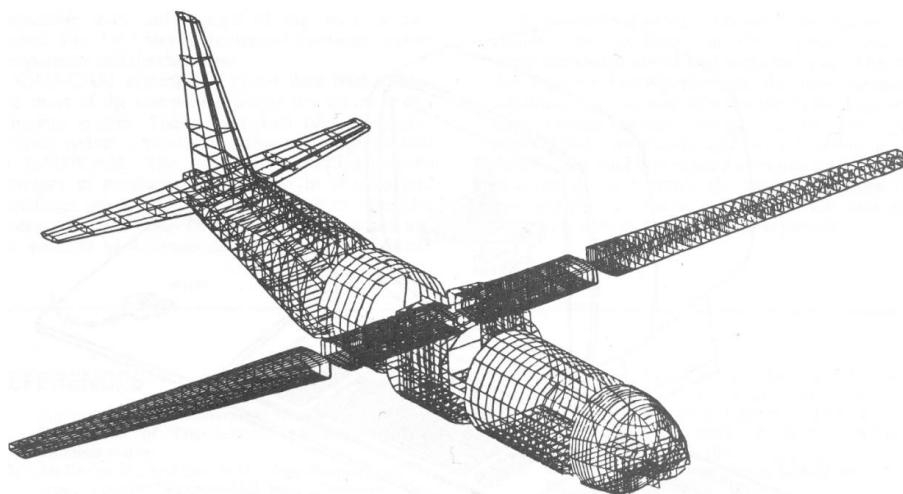


Figura 1-4. Modelo de elementos finitos de una estructura completa [5].

Las primeras aplicaciones del MEF a la industria aeroespacial requerían definir los elementos manualmente, transfiriéndose luego los datos a un ordenador mediante tarjetas perforadas. La malla expuesta en la Figura 1-4 fue realizada de esta manera. La evolución de la informática ha permitido que la creación del modelo se simplifique enormemente, llegando a reducir el tiempo empleado en su creación en un 80% y aumentando exponencialmente su precisión. Hoy en día se hace uso de distintos softwares que comparten todos la misma estructura: pre-proceso, en el que se define la geometría de la malla, las ecuaciones y las condiciones de contorno; proceso, en el que se ensambla el sistema de ecuaciones y se resuelve de manera directa o iterando; y post-proceso, en el que se analizan los resultados obtenidos para su visualización, correlación con resultados experimentales y, en su caso, la redefinición del modelo.

## 1.2 Motivación

Este Trabajo de Fin de Grado se encuentra enmarcado dentro del proyecto EmERGENTIA, acrónimo de “Desarrollo de una Aeronave Convertible No-Tripulada para Despliegue Rápido y Eficiente en Situaciones de Emergencia”. Se trata de un proyecto de investigación promovido por la Escuela Técnica Superior de Ingeniería

(ETSI) de la Universidad de Sevilla en colaboración con el Servicio de Atención Médica de Urgencia (SAMU), la Universitat Politècnica de Valencia (UPV), la Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG) y la Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC).

Como ha sido expuesto anteriormente, los equipos de respuesta rápida hacen un uso intensivo de los UAVs ante los desastres naturales. Los primeros vehículos que llegan al lugar de la catástrofe son los VIR (Vehículos de Intervención Rápida, véase la Figura 1-5), que tan sólo disponen espacio para desplegar un único dron. Puesto que normalmente se desconocen las condiciones en las que se va a encontrar el área afectada la elección entre llevar una aeronave de ala fija o rotatoria es difícil. Aunque que las primeras necesitan cierta infraestructura para operar, tienen mayor alcance y carga de pago. Las segundas pueden volar a punto fijo y aterrizar en zonas no preparadas, pero su uso en cuanto a carga y distancia es muy reducido.



Figura 1-5. Vehículo de Intervención Rápida del SAMU [6].

El objetivo de este proyecto es crear un UAV de despliegue rápido y pequeñas dimensiones haciendo uso de la tecnología de los tilt-rotors, dando así una respuesta flexible y adecuada a cualquier tipo de situaciones. Se pretende hacer uso de las tecnologías más avanzadas en cada una de las áreas que lo componen, de forma que además de ofrecer un servicio necesario se desarrolle la investigación para mejorar el estado del arte actual.

Para ello se van a estudiar dos configuraciones distintas con el objetivo de evitar los riesgos que implica apostar por un solo diseño en una fase tan temprana del desarrollo. Las dos opciones que se presentan son una aeronave con dos rotores (Figura 1-6), y otra con cuatro (Figura 1-7), habiéndose comenzado la investigación con el primer diseño.

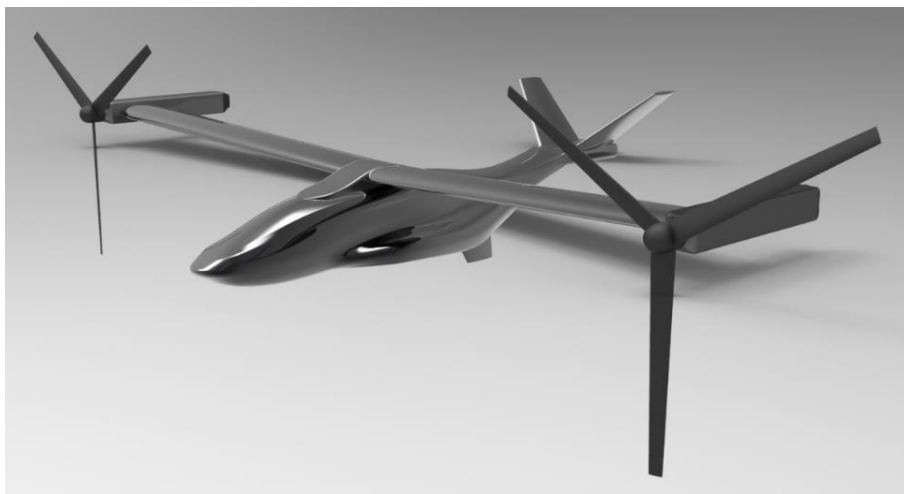


Figura 1-6. Concepto con dos rotores.



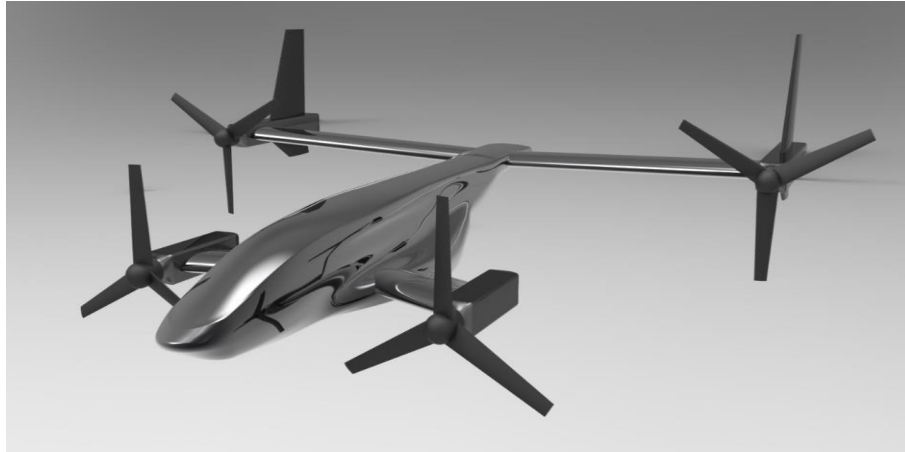


Figura 1-7. Concepto con cuatro rotores.

Para ello se ha dividido el trabajo a realizar en distintos *waypoints* que cubrirán todos los aspectos del diseño: estudio del estado del arte, los requisitos de diseño, la aerodinámica, la mecánica de vuelo, la estructura, la electrónica embarcada, el control y guiado, los sistemas de energía, la integración y las simulaciones, además de la gestión y difusión del proyecto. En cada uno de ellos se definen distintas fases de desarrollo, pasando por una fase preliminar, otra detallada y finalmente la de construcción. Puede encontrarse más información sobre el proyecto en [6] y [7], de donde se ha extraído la Figura 1-8. En la Tabla se observa el peso de los componentes estimado en base a la comparación con el estado del arte.

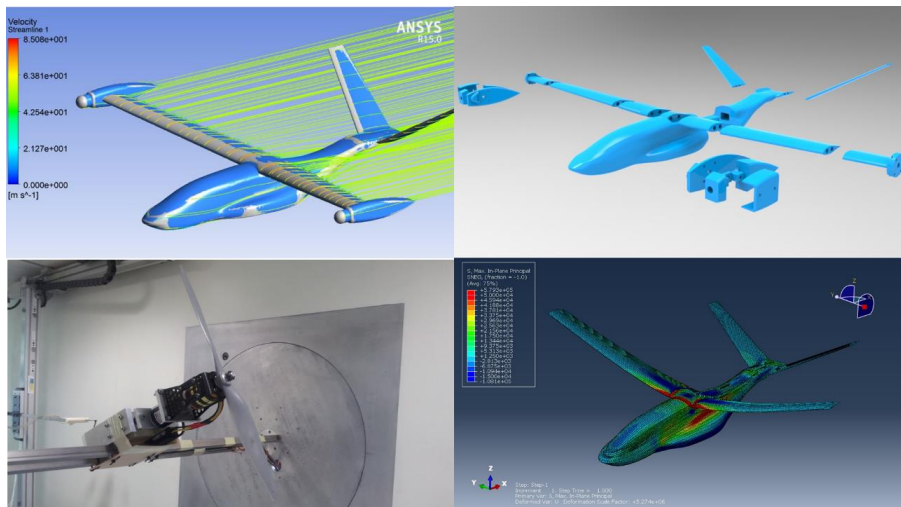


Figura 1-8. Estudios relacionados con el proyecto EmERGENTIA [7].

Tabla 1-1 Pesos estimados por componente.

Componente	Peso estimado (kg)
Ala	2.146
Estabilizador	1.355
Fuselaje	2.399
Total	5.900

### 1.3 Objetivos del trabajo

El objetivo principal del presente Trabajo de Fin de Grado es calcular y analizar mediante métodos numéricos la estructura preliminar de la aeronave tilt-rotor enmarcada en el proyecto EmERGENTIA.

Los objetivos secundarios son:

- Realizar la estructura haciendo uso de materiales compuestos.
- Desarrollar el análisis numérico haciendo uso del código comercial MEF ABAQUS [15].
- Realizar una estimación más fiable de los pesos de la estructura respecto a la estimación preliminar. Proporcionar realimentación desde el punto de vista estructural para la evolución del diseño y garantizar la concurrencia con las demás áreas del proyecto.

### 1.4 Estructura del documento

Esta memoria sigue el orden de toda aproximación a un problema ingenieril: análisis de las condiciones de partida, descomposición en elementos más sencillos, estudio de los elementos por separado y análisis del comportamiento del conjunto. Por ello, se tienen los siguientes apartados:

- **2. Requisitos de diseño:** donde se estudiará en detenimiento la información y datos proporcionados en cuanto a la geometría y cargas calculadas hasta el momento.
- **3. Ala, 4. Estabilizador y 5. Fuselaje:** donde, tras analizar el estado del arte, se propone la estructura de los distintos elementos del tilt-rotor llevando a cabo análisis numéricos independientes para mejorar el comportamiento de cada uno de ellos.
- **6. Modelo completo:** donde se integrarán los componentes de la estructura planteada para comprobar su interacción e iterar para conseguir la estructura preliminar definitiva.
- **7. Conclusiones y desarrollo futuro:** donde se cerrará la memoria comprobando la consecución de los objetivos y proporcionando una serie de recomendaciones y vías de investigación a seguir para la continuación del estudio.

Es necesario advertir que este documento pretende dar una visión global del trabajo realizado mostrando los resultados más relevantes, sin tratar de exponer todas las iteraciones intermedias de menor trascendencia que han permitido su obtención. De esta forma se ha procurado dotar a la memoria de una cierta linealidad con el objetivo de facilitar su seguimiento, si bien es normal que entre las versiones detalladas se hayan sucedido varios modelos en los que se probaban pequeñas modificaciones hasta llegar a una configuración final optimizada.



## 2 REQUISITOS DE DISEÑO

---

La aeronave para la que se va a calcular la estructura es un UAV de un peso máximo estimado de 18.769 kg, 2.264 m de envergadura (sin contar los motores) y 1.753 m de longitud capaz de alcanzar una velocidad de crucero de 25 m/s. Los requisitos de la misión implican: despegar en configuración vertical con 5 kg de carga de pago; volar en configuración horizontal hasta 22.5 km; aterrizar y volver a despegar en modo de vuelo vertical; realizar el crucero de vuelta; y aterrizar en el punto de partida.

La aeronave debe ser desmontable con el objetivo de facilitar su transporte y debe contar con una abertura por la que acceder al interior del fuselaje, si bien el sistema y las zonas de unión y abertura aún no están totalmente definidas. Se estima que el sistema de unión se realizará mediante un machihembrado en los encastrados del ala y la cola, de forma similar a lo propuesto para el diseño de impresión en 3D para las pruebas en túnel de viento (véase la Figura 8). Tampoco están totalmente definidos los apoyos durante el aterrizaje, por lo que esta fase no se tendrá en cuenta a lo largo de este estudio.

Como ya se ha comentado en el apartado 1.3, la estructura debe ser realizada en su totalidad haciendo uso de materiales compuestos, concretamente fibra de carbono embebida en matriz epoxi, con objeto de aligerar el peso y avanzar en la investigación de este tipo de materiales.

### 2.1 Geometría

Como punto de partida se proporcionó un modelo CAD realizado con CATIA V5 en el que se dispone de las superficies exteriores del tilt-rotor inicialmente creado para el estudio aerodinámico preliminar del mismo. En la Figura 2-1 se puede observar una imagen tridimensional del modelo, mientras que en la Figura 2-2 se tienen sus tres proyecciones ortogonales.

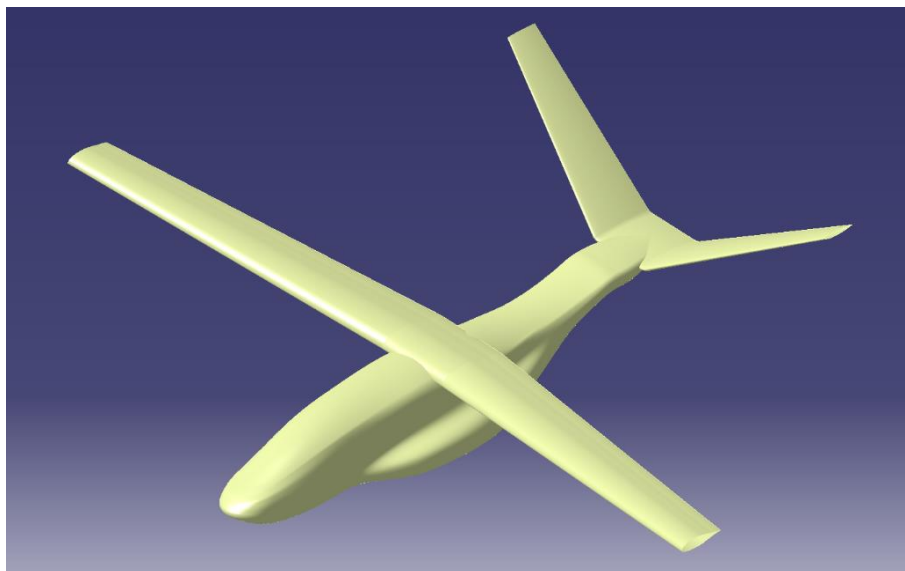


Figura 2-1. Modelo CAD.

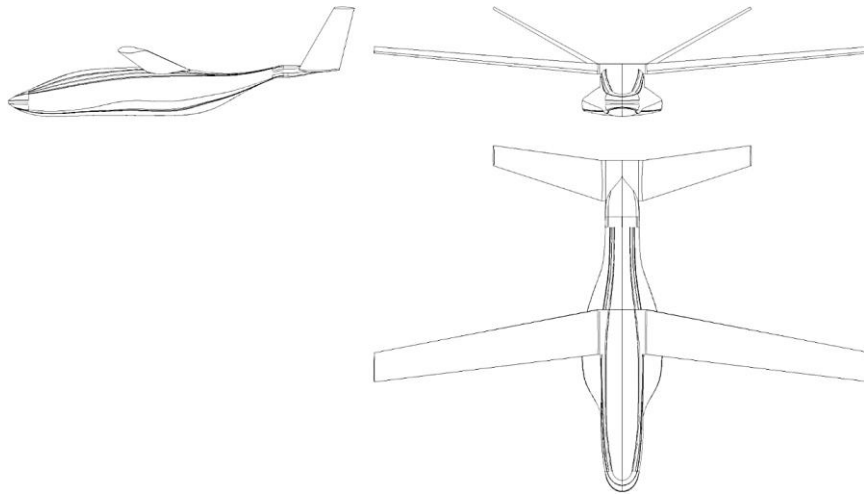


Figura 2-2. Vistas del modelo CAD.

Cada semiala presenta dos zonas diferenciadas: la primera consiste en un tramo recto de sección constante de cuerda 22.63 cm, espesor máximo 5.21 cm y longitud 11.5 cm; la segunda es un tramo de estrechamiento constante de 115.65 cm con un diedro positivo de  $5^\circ$  y flecha negativa de  $5.07^\circ$  medida en la línea de  $c/4$ , cuyas sección inicial se corresponde con la del tramo anterior y la final presenta 14.75 cm de cuerda y un espesor máximo de 3.25 cm. Se estima que las superficies de control se encontrarán a partir del 75% de cuerda del ala.

Cada mitad de la cola en V presenta una división similar: una zona de sección constante de cuerda 20.46 cm, espesor máximo 2.44 cm y longitud 8.30 cm; y una sección de estrechamiento constante de 62.50 cm y  $28.1^\circ$  de diedro con sección inicial coincidente con la anterior y sección final de cuerda 10.26 cm y espesor máximo 1.22 cm. De nuevo se considera que los ruddervators, es decir, las superficies de control propias de una cola en V, comienzan al 75% de cuerda.

El fuselaje, exceptuando los pontones de los laterales inferiores, presenta una sección aproximadamente rectangular en la que se mantiene constante el ancho. Dentro de él se alojan los distintos sistemas de la aeronave así como la carga de pago. En la Figura 2-3 se puede apreciar la posición aproximada de los elementos a transportar.

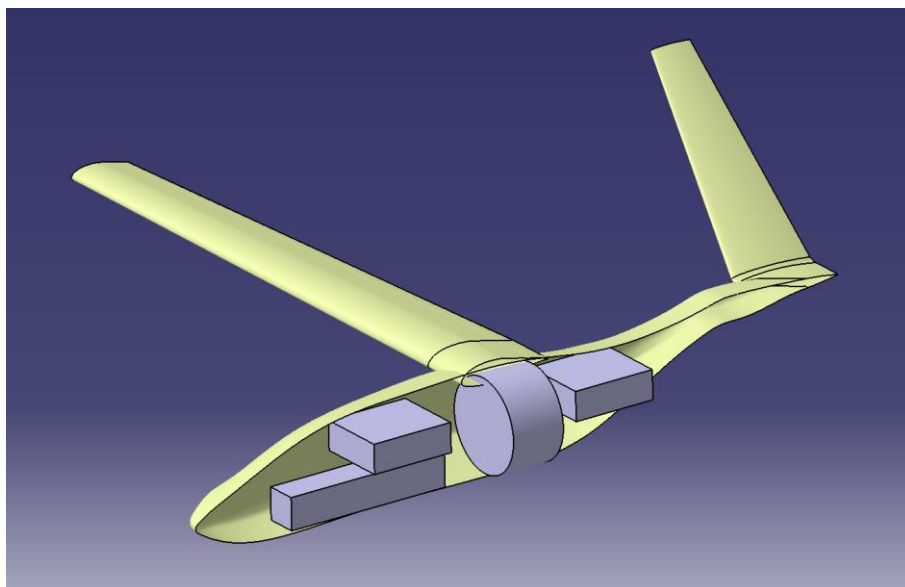


Figura 2-3. Elementos internos de la aeronave.

Las posiciones de los centros de gravedad de cada uno de los elementos respecto a un origen de coordenadas situado en el morro (con el eje x hacia la cola, y hacia el semiala derecha y z hacia arriba) se pueden encontrar en la Tabla 2-1.

Tabla 2-1. Centros de masas de los elementos internos.

Elemento	x (mm)	y (mm)	z (mm)
Baterías	441,411	0	-16,918
Desfibrilador	527,441	0	78,342
Carga de pago	836,585	0	41,398
Sistemas	1053,070	0	67,224

## 2.2 Cargas

Además de la geometría se tienen los resultados del estudio aerodinámico preliminar sobre las cargas aerodinámicas que generan el ala y la cola. El responsable de su obtención ha sido el Profesor Sergio Esteban Roncero de la Universidad de Sevilla. Los datos numéricos se han calculado haciendo uso del software libre [8], que proporciona los valores de los coeficientes de sustentación, resistencia y momentos sobre un conjunto de puntos de la línea de  $c/4$  considerando flujo viscoso (es decir, con desprendimiento de capa límite). Al ser conocidos los parámetros geométricos de las superficies y las condiciones de la corriente incidente es sencillo transformar estos números adimensionales en fuerzas y momentos por unidad de longitud. Los resultados proporcionados están calculados a 25 m/s, con ángulo de ataque el máximo posible sin que se desprenda la corriente, teniendo así los valores más altos de sustentación, resistencia y momento en cada configuración. Todos ellos se encuentran recogidos en la Tabla 2-2, donde el signo ‘+’ en las deflexiones indica hacia abajo, ‘-’ hacia arriba y ‘±’ una deflexión asimétrica. Estas cargas serán analizadas con más detenimiento en los apartados 3. Ala y 4. Estabilizador, al ser consideradas durante el preprocesado en ABAQUS.

Tabla 2-2. Cargas aerodinámicas proporcionadas.

Elemento	Ángulo de ataque (°)	Deflexiones (°)
Ala	4.5	Flap: +20
		Alerón: 0
	8.5	Flap: +10
		Alerón: 0
	9.5	Flap: 0
		Alerón: ±10
Cola	9.5	Flap: 0
		Alerón: ±20
	11.5	Flap: 0
		Alerón: 0
	8	Ruddervator: +20
		Ruddervator: ±20
	11.5	Ruddervator: ±20
		Ruddervator: 0
	19.5	Ruddervator: 0
		Ruddervator: -20

Otro conjunto de cargas del que se dispone como dato son las fuerzas y momentos que generan los motores sobre la aeronave. Para su generación se ha hecho uso de un modelo propulsivo que permite aproximar sus valores a partir de constantes ajustadas experimentalmente mediante ensayos en banco. Las ecuaciones que componen este modelo son las siguientes:

Para el empuje,  $T$ :

$$T = C_T \rho R P S^2 D_{prop}^4 \quad (1)$$

Donde:

$$C_T = C_{T0} + C_{T1}J + C_{T2}J^2 \quad (2)$$

$$C_{T0} = 0.0891 \quad C_{T1} = -0.0267 \quad C_{T2} = -0.1626 \quad [3]$$

En cuanto al par,  $Q$ :

$$Q = C_Q \rho R P S^2 D_{prop}^5 \quad (4)$$

Donde:

$$C_Q = C_{Q0} + C_{Q1}J + C_{Q2}J^2 + C_{Q3}J^3 \quad (5)$$

$$C_{Q0} = 0.0042 \quad C_{Q1} = 0.0133 \quad C_{Q2} = -0.0249 \quad C_{Q3} = 0.0006 \quad [6]$$

Siendo  $RPS$  las revoluciones por segundo de la hélice;  $D_{prop}$  el diámetro de la hélice (42.7 cm);  $\rho$  la densidad del aire; y  $J = \frac{V}{RPS D_{prop}}$  el parámetro de avance. Los parámetros  $C_{T0}$ ,  $C_{T1}$  y  $C_{T2}$  y  $C_{Q0}$ ,  $C_{Q1}$ ,  $C_{Q2}$  y  $C_{Q3}$  han sido obtenidos experimentalmente.

Se conoce que el empuje total que deben proporcionar los motores en la fase de vuelo vertical es de 184.2 N (en total) y que la velocidad de giro que presentan las hélices durante la fase horizontal es de aproximadamente 6500 rpm. A partir de estos datos se puede obtener la velocidad de giro en la fase vertical, el empuje en la fase horizontal y los momentos en ambas, quedando así definidas las cargas en ambas configuraciones. A estas fuerzas y pares también se les debe añadir el peso del conjunto motor y hélice, que se estima en 0.5 kg.

Sabiendo que la tracción que generan cada hélice es de 92.1 N y haciendo uso de (1) y (2) se puede despejar el valor de  $RPS$  en modo de vuelo vertical, obteniendo que es 186.86 rad/s, es decir 11,211.60 rpm. Con (4) y (5) implican un par de 3.61 Nm. Del mismo modo, en configuración horizontal se obtiene que el empuje es 12.99 N y el par 0.86 Nm. Estas cargas quedan resumidas en la Tabla 2-3, y todas ellas se consideran aplicadas en un punto situado a 3.50 cm de la punta del ala a un cuarto de cuerda del desde el borde de ataque, coincidiendo con el centro de gravedad aproximado de los motores.

Tabla 2-3. Cargas del motor.

Modo	Tracción (N)	Par (Nm)
Horizontal	12.99	0.86
Vertical	92.10	3.61

Por último, también se tienen los pesos de cada uno de los componentes internos de la aeronave, disponibles en la Tabla 2-4. Junto con las posiciones de sus centros de gravedad de Tabla 2-1, quedan definidas las cargas que estos elementos ejercen sobre la estructura de la aeronave.

Tabla 2-4. Peso de los elementos internos.

Elemento	Masa (kg)
Baterías	5.014
Desfibrilador	1.600
Carga de pago	3.355
Sistemas	1.500

Todas las cargas que actúan sobre la aeronave en condiciones normales deben ser mayoradas para garantizar la seguridad de la estructura. En primer lugar, se debe aplicar el factor de carga máximo  $n_{m\acute{a}x}$  de la envolvente de vuelo, un valor se encuentra definido por las distintas normativas aeronáuticas en función del tipo de aeronave. Este número indica las aceleraciones máximas que la aeronave es capaz de sufrir durante el vuelo adimensionalizadas con la aceleración de la gravedad.

Por ser una configuración poco utilizada, no se dispone de una cifra definida a la que atender, quedando así como un parámetro a fijar por el diseñador. En un principio se consideró la opción de usar  $n_{m\acute{a}x} = 2.5$  considerando que el vuelo del tilt-rotor no pretendía ser exigente en cuanto a maniobras, pero finalmente se consideró más conservador usar  $n_{m\acute{a}x} = 3.5$ , similar al que se le exige a los helicópteros en las normativas [9] y [10].

Además de éste, se debe aplicar un factor de seguridad para garantizar que la estructura sólo falle ante cargas muy superiores a las que se van a tener, fijándose este valor a 1.5 como es habitual en el sector. Con ambos se tiene que el factor de carga última con el que comenzaría a fallar la estructura es de  $n_{ult} = 3.5 \times 1.5 = 5.25$ .



## 3.1 Diseño geométrico

Como punto de partida para empezar a calcular la estructura del tilt-rotor se decidió comenzar con la del ala. Como paso previo a su definición geométrica se han estudiado distintos tipos de aeronaves que comparten características con la estudiada.

### 3.1.1 Bell-Boeing V-22 Osprey

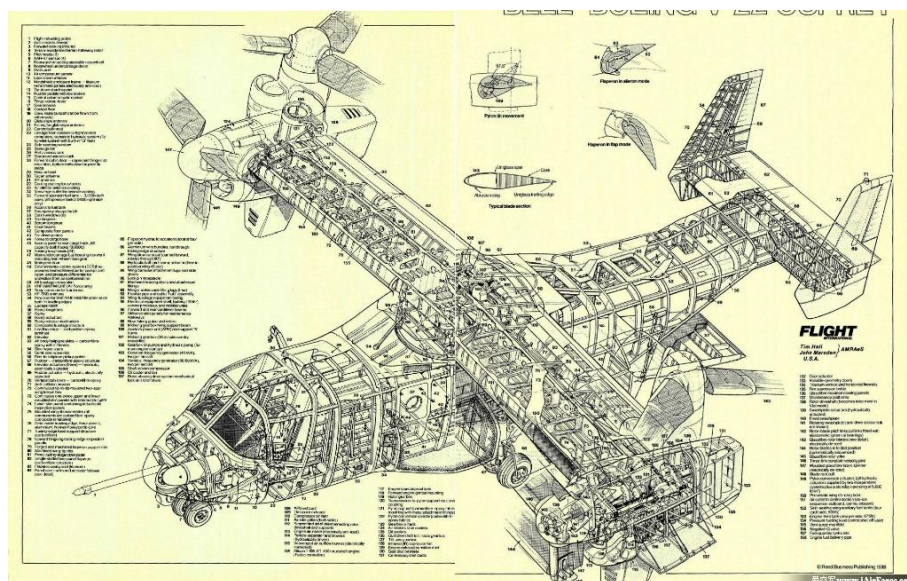


Figura 3-1. Cutaway del V-22 Osprey [11].

Se trata de un tilt-rotor de estructura convencional en el que sólo se usan materiales compuestos en ciertas zonas como el borde de ataque o las superficies de control, en las que se usan honeycombs. Como se aprecia en la Figura 3-1, presenta un semiala de estructura semi-monocasco con seis costillas, sin contar la del encastre y la de interfaz con el motor basculante, en las que se apoyan múltiples larguerillos de gran tamaño si los comparamos con los de aeronaves convencionales. Además, cuenta con dos largueros muy adelantados respecto a la cuerda de ala, ya que los *flaperones* (superficies aerodinámicas que se deflecan simétricamente para actuar como flaps y asimétricamente para actuar como alerones) ocupan entorno al 40% de la parte posterior de la misma. Por tanto, es el larguero trasero, que se encuentra al 50% de la cuerda, el que soporta la mayor parte de las fuerzas, mientras que el delantero simplemente añade resistencia a torsión al encontrarse todo lo adelantado que es posible.

### 3.1.2 Bell Eagle Eye



Figura 3-2. *Cutaway* del Eagle Eye [12].

Se trata de un UAV tilt-rotor fabricado principalmente en material compuesto con una estructura monocasco. Presenta únicamente cuatro costillas por semiala sin contar las de encastre e interfaz, encontrándose menos separación entre ellas cerca de la punta. En la Figura 3-2 se puede ver que tiene un eje de transmisión que atraviesa el ala aproximadamente por su línea del 25-30% de cuerda, y justo delante de él un larguero principal de grandes dimensiones. El larguero trasero es el que ayuda en este caso a resistir la torsión, encontrándose justo antes de las superficies de control.

### 3.1.3 Planeadores



Figura 3-3. Planeador en reparación [13].





Figura 3-4. Ala de un avión experimental [14].

También pueden aplicarse a esta categoría otros aviones de pequeño tamaño y estructura fabricada con materiales compuestos. Suelen presentar estructuras monocasco con un larguero principal muy resistente situado entre el 30 y el 50% de la cuerda y un larguero trasero de reducidas dimensiones que simplemente ofrece la superficie de anclaje necesaria para las superficies de control. Por lo general el larguero delantero tiene un perfil en I, C, o en aviones más pequeños, sección tubular. Asimismo presentan muchas menos costillas de lo habitual, en ocasiones ninguna, pese a tener un gran alargamiento, ya que al ser monocasco su piel es más gruesa y requiere menos apoyos que impidan el pandeo. En las Figuras 3-3 y 3-4 se aprecian dos claros ejemplos de esta técnica de construcción.

Como primer diseño geométrico se planteó dotar al semiala del tilt-rotor de una estructura con:

- **Dos largueros** de sección I al 25% y 70% de la cuerda como solución intermedia a las distintas soluciones anteriormente expuestas. El valor de 25% busca encontrarse lo suficientemente adelantado como para ayudar a resistir torsiones pero lo suficientemente atrasado como para tener una altura cercana al espesor máximo. Puesto que el perfil aerodinámico del ala presenta un gran espesor relativo, no conviene adelantarlo si no se quiere que la piel soporte una carga excesiva. Con la posición en  $c/4$  se pretende ofrecer más resistencia a flexor, coincidiendo además con el centro aerodinámico del perfil y el punto en el que se fija el motor basculante. El valor del 70% pretende estar alejado del primer larguero dejando margen para los alerones y flaps que comienzan al 75%.
- **Once costillas** equiespaciadas con una luz de 10 cm entre ellas, perpendiculares a los largueros y al borde de ataque en lugar de paralelas al perfil del encastre con el objetivo de tener un menor peso y mejorar el comportamiento a torsión.

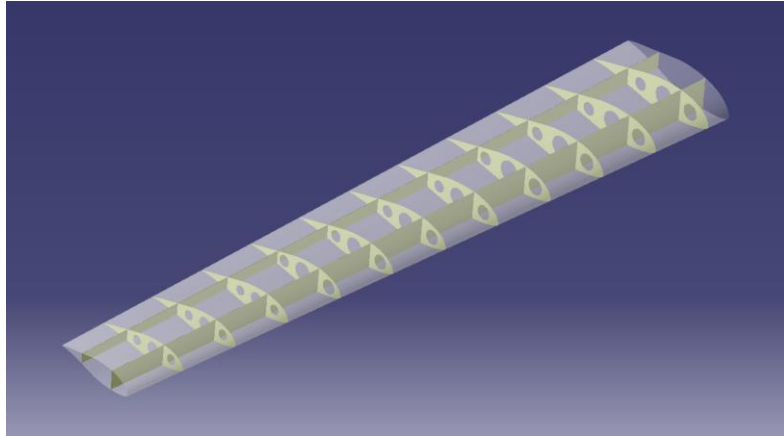


Figura 3-5. Ala propuesta con *lightening holes* circulares.

Para tratar de mantener el bajo peso de la estructura se planteó usar *lightening holes*, agujeros de aligeramiento, circulares con el fin de recortar la mayor superficie posible y evitar concentradores de tensiones. Este diseño se puede observar en la Figura 3-5. Sin embargo, presentaban el problema de que se tenían zonas en las que el agujero dejaba muy poca superficie hasta el borde de la costilla, por lo que se decidió usar otro tipo de aligeramiento en el que se mantiene un margen de 1 cm hasta la piel. A pesar de ello, la superficie eliminada es prácticamente la misma que con los agujeros anteriores. La geometría resultante se puede observar en la Figura 3-6.

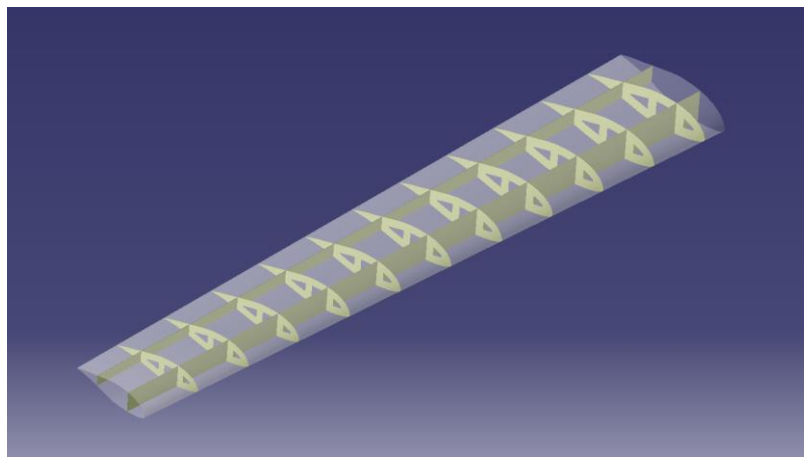


Figura 3-6. Ala propuesta con *lightening holes* adaptados.

Puesto que las costillas no se encuentran muy cargadas, se ha optado por modelar estos *lightening holes* con esquinas para simplificar el mallado en estas zonas. Sin embargo, el diseño real deja en ellas radios de curvatura de 2-3 mm para evitar concentradores de tensiones, como se observa en la Figura 3-7.

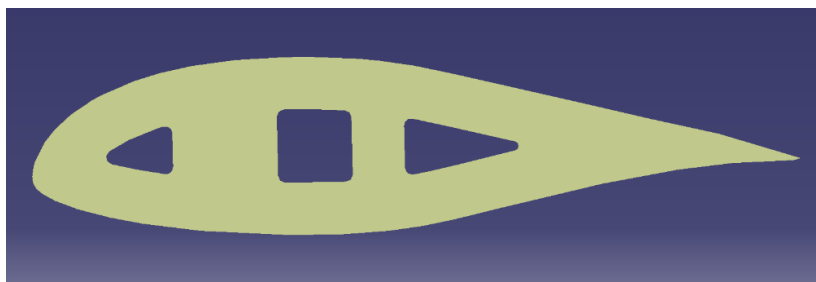


Figura 3-7. Detalle de las costillas propuesta.

En esta configuración el número de costillas ha sido obtenido escalando de forma aproximada el ala del V-22. Sin embargo, debemos recordar que la estructura del Osprey ha sido fabricada en aluminio y no en material compuesto como es el caso de la aeronave de estudio. Para reducir el número de costillas de forma conveniente se ha hecho uso de la información disponible en el capítulo 14 de [5], donde podemos encontrar el ejemplo real de una pieza construida en aluminio rediseñada para ser fabricada en material compuesto. Se trata de un alerón que, además de ver reducido su peso un 36.5%, pasa de tener de 18 a 10 costillas. Aplicando esta misma relación al semiala existente se pasa de 11 a 6 costillas equiespaciadas con una luz de 20 cm. La costilla más cercana a la punta se encuentra a una distancia de 10 cm de ella, de forma que tanto el encastre como esta zona se ven más reforzadas que el resto del ala. Con la geometría definida en primera instancia tal y como se observa en la Figura 3-8, se puede proceder al análisis de la estructura mediante el Método de los Elementos Finitos.

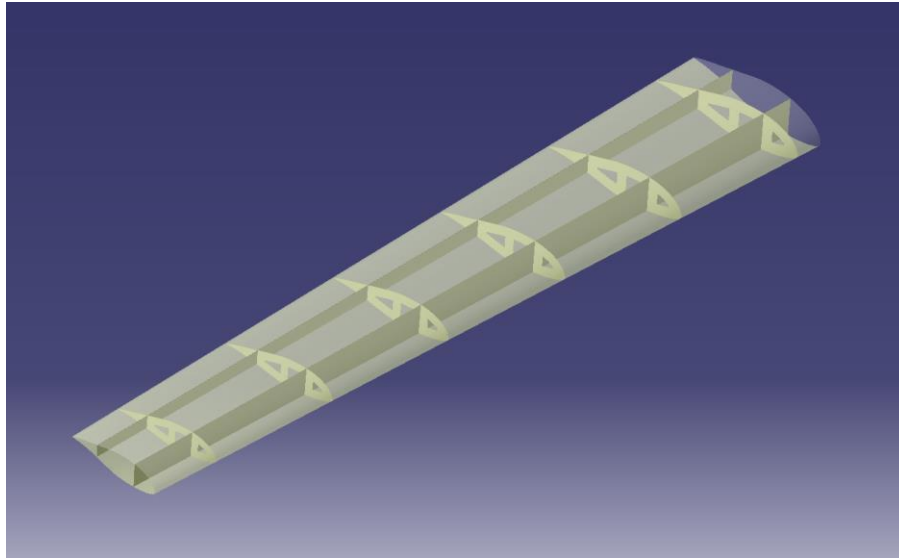


Figura 3-8. Geometría final del ala.

## 3.2 Versión 1

### 3.2.1 Modelado

Antes de realizar el modelado de la estructura en ABAQUS se debe aclarar que las unidades usadas en todos los análisis son las recogidas en la Tabla 0-1.

#### 3.2.1.1 Geometría

Para crear la geometría del problema se ha partido del modelo geométrico facilitado en CATIA V5, con el que se ha diseñado el modelo de la Figura 3-8. Dado que tanto la superficie del ala como la forma de las costillas no es trivial, se ha optado por importar la geometría directamente desde CATIA en tres *parts* distintas: el conjunto de las costillas; la piel, el larguero trasero y la mitad superior del larguero delantero; y la mitad inferior del mismo. Todas ellas han sido importadas en forma de *parts* tridimensionales deformables y, como la pieza de origen es una superficie, tipo *shell* por lo que no se calcularán las tensiones en el espesor. Puesto que este es mucho menor que el resto de dimensiones de los componentes y no se aplican cargas de tracción o compresión sobre ella, se puede considerar esta hipótesis como válida. En la Figura 3-9 se observan las tres *parts* del modelo.

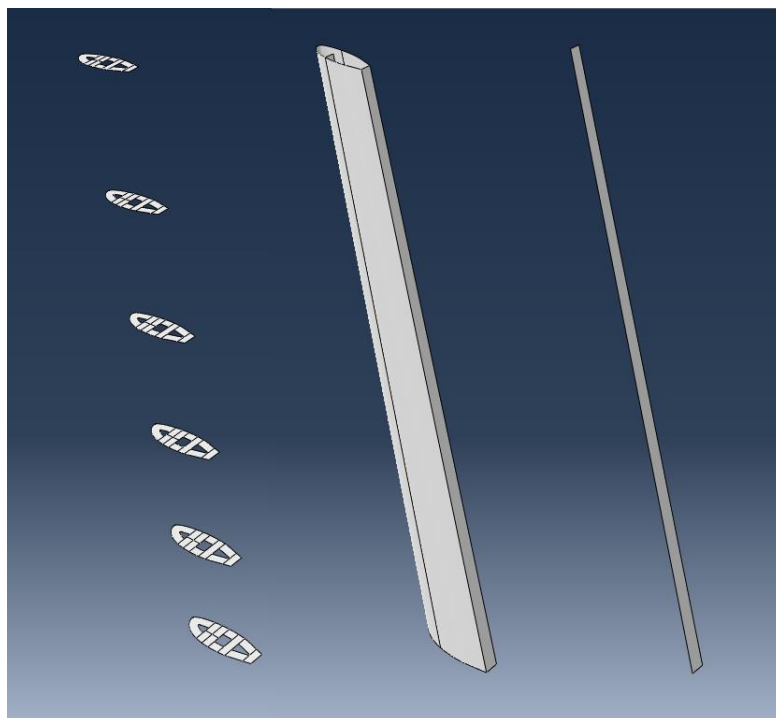


Figura 3-9. *Parts* del modelo en ABAQUS.

El motivo que obliga a separar este larguero en dos *parts* es la imposibilidad de aplicar cargas por unidad de longitud en líneas que no sean la frontera de una *part*. Dicha separación será solventada más adelante definiendo la unión entre ellas. Tampoco se permite que las costillas formen una única *part* con la piel y los largueros, ya que ABAQUS no es capaz de interpretar la geometría correctamente y la declara como inválida. La geometría de los largueros, pese a que tienen perfiles en I, ha sido representada sin pies como estimación inicial. Por último debe comentarse que solo se ha introducido la sección del cajón de torsión y el borde de ataque, ya que las superficies de control del ala no son elementos estructurales y no aportan rigidez al conjunto. Dado que durante la importación de la geometría de CATIA se puede mantener la posición relativa de los componentes, la creación del *assembly* es trivial.

### 3.2.1.2 Material

Para la definición de las secciones de la estructura se deben definir primero las propiedades del material. Se trata de un laminado de material compuesto de fibra de carbono embebida en matriz epoxi extraído de [1] y cuyas propiedades mecánicas se pueden encontrar en la Tabla 0-2. Pese a que las propiedades son ligeramente bajas en comparación con otros laminados similares, se considera que los valores no son más que referencias de las que partir, puesto que aún no se ha definido el producto que se usará durante la construcción.

Se han definido tres tipos de apilados distintos para componer el ala haciendo uso de este material. Todas las láminas cuentan con un espesor de 0.13 mm, típico en el sector aeronáutico. La dirección de referencia se corresponde con la línea media del larguero delantero en sentido hacia la punta del ala excepto en el caso de las costillas, donde es paralela a la cuerda en sentido hacia el borde de salida.

- Apilado de los largueros, tanto delantero como trasero<sup>1</sup>:

$$[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90]_S$$

Es decir, 13 láminas que suman en total 1.69 mm de espesor. Recuérdese que el sufijo S indica que el apilado es simétrico y que el sufijo \$ denota que el apilado es simétrico exceptuando la última lámina.

- Apilado del borde de ataque y las costillas:

$$[45, -45, 90, 0]_s$$

Es decir, 7 láminas que suman en total 0.91 mm de espesor.

- Apilado de la piel del cajón central:

$$[45, -45, 90, 0, 90, -45, 45, 0, 90, 0]$$

Piel

Refuerzo

10 láminas que suponen un espesor de 1.3 mm. Añade un refuerzo de  $[0, 90, 0]$  al apilado de la piel por el interior del ala para dotarla de mayor resistencia. Es posible que esta disposición cree problemas de deformación tras el curado, por lo que es conveniente que sea revisada en iteraciones posteriores. Al implementar este apilado en ABAQUS se ha tenido la precaución de fijar un *offset* para hacer que las láminas de la piel mantengan su continuidad.

En la Figura 3-10 podemos diferenciar las zonas en las que se aplican los distintos apilados renderizadas con el espesor real que tienen.

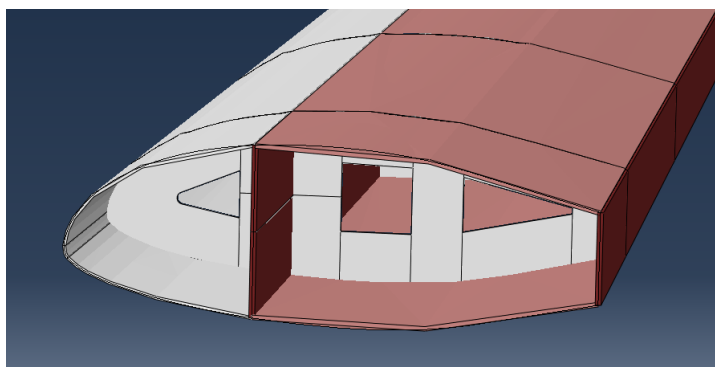


Figura 3-10. Apilados por zona.

### 3.2.1.3 Mallado

Los elementos utilizados son del tipo S4R, es decir, un elemento de cuatro lados de la familia *shell, standard*, lineal y de integración reducida. Se ha impuesto que la longitud máxima de los lados del elemento sea de 2 mm con el fin de obtener una malla suficientemente precisa pero de tiempo de resolución reducido.

Además de las divisiones necesarias para la definición posterior de las *interactions* entre las *parts*, se ha editado la geometría convenientemente para crear regiones fáciles de mallar por los algoritmos del programa. Las técnicas de mallado usadas entre las distintas que ofrece ABAQUS son *Quad Sweep* para la región de las costillas próxima al borde de ataque y *Quad Structured* para el resto. En la Figura 3-11 se pueden apreciar en verde las zonas en las que se ha aplicado *Quad Structured* y en amarillo *Quad Sweep*.

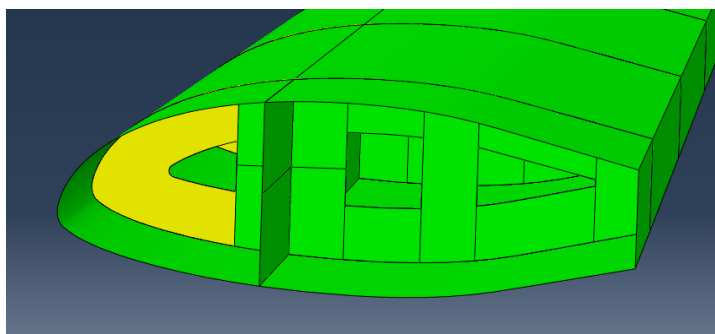


Figura 3-11. Técnicas de mallado por sección.

La malla obtenida es no conforme. Sin embargo, dado que posteriormente se van a definir las *interactions* entre los componentes y el tamaño de los elementos es similar en toda la geometría, no es relevante. Usando la herramienta de ABAQUS que nos permite verificar las propiedades de la malla se aprecia que algunos elementos de las costillas presentan un aviso debido a que el ángulo que forman sus lados es elevado. Se puede comprobar mediante inspección visual que dichos elementos no son preocupantes y que son preferibles a tener un mallado no estructurado. En las Figuras 3-12 y 3-13 se observa la malla en detalle, estando resaltados en amarillo los elementos con avisos de una costilla representativa. El número total de nodos creados es de 101,369 y el número de elementos 99,323; todos ellos rectangulares.

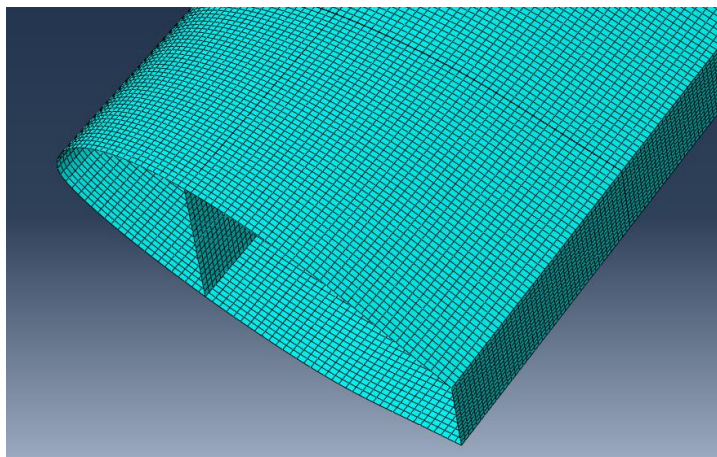


Figura 3-12 Detalle del mallado del ala.

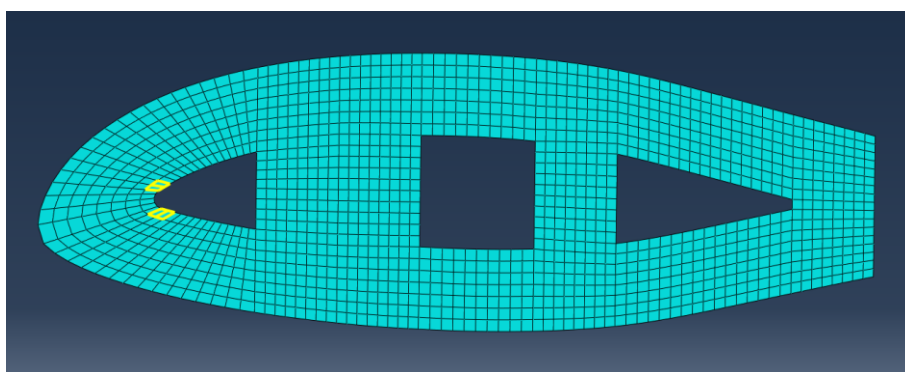


Figura 3-13 Detalle del mallado de una costilla.

#### 3.2.1.4 Interacciones

Puesto que la geometría ha sido creada como distintas *parts*, se deben definir las uniones entre ellas para garantizar que el comportamiento de la estructura se corresponde con el deseado. Para ello se ha hecho uso de *ties* que modelan uniones perfectas entre regiones igualando los grados de libertad de un nodo esclavo (*slave*) a los de otro llamado maestro (*master*). Gracias a las particiones realizadas durante el mallado se puede definir geoméricamente el conjunto de nodos esclavos y maestros, de modo que se pueden unir dos superficies por las zonas que se requieran. Estos vínculos estarán presentes en todos los *steps* del modelo.

Los *ties* realizados han sido de dos tipos: entre las costillas y el conjunto de los largueros y la piel, definiendo los nodos de las costillas como esclavos; y entre la mitad inferior del larguero con la mitad superior y la piel, definiendo los nodos de la mitad inferior del larguero como esclavos.

Por último se debe definir el punto en el que aplicarán las fuerzas y momentos que ejerce la hélice sobre la estructura así como la interacción existente entre ambas. La interfaz entre el ala y el motor aún no ha sido detallada, por lo que se optó por modelar un empotramiento en el que el motor es un sólido rígido. Por tanto,



se aplicará una unión tipo *coupling* en el que el nodo maestro sea el punto de referencia sobre el que se aplican las fuerzas y los nodos esclavos pertenezcan al extremo del ala. En la Figura 3-14 se observan todas las interacciones realizadas así como el punto de referencia donde se aplicarán las cargas del motor.

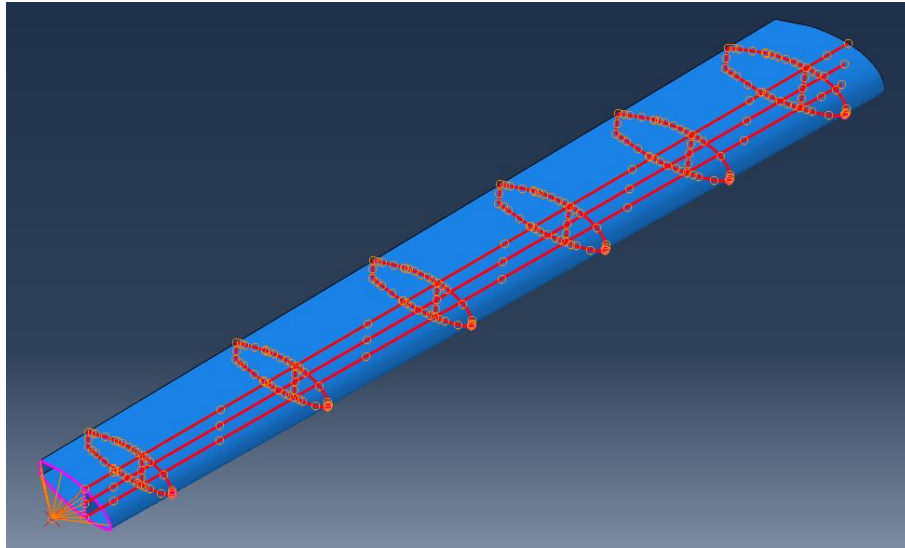


Figura 3-14. Interacciones del modelo.

### 3.2.1.5 Cargas

De todas las cargas aerodinámicas del ala proporcionadas en el apartado 2. Requisitos de diseño se deben escoger aquellos valores de sustentación, resistencia y momento de cabeceo máximos. Se pueden descartar por tanto los resultados en los que, a mismo ángulo de ataque se tiene una deflexión menor de las superficies de control. Quedan así los casos de máxima deflexión de flap, máxima deflexión de alerón y máximo ángulo de ataque.

Los resultados nos proporcionan los valores de  $C_l$ ,  $C_{Pd}$ ,  $C_{Id}$  y  $C_{m,c/4}$ , es decir, los coeficientes aerodinámicos por unidad de longitud, a lo largo de toda la envergadura. Para obtener las fuerzas y momentos por unidad de longitud se usan las ecuaciones (7), (8) y (9)

$$l = \frac{1}{2} \rho V^2 c_m C_l \quad (7)$$

$$d = \frac{1}{2} \rho V^2 c_m (C_{Pd} + C_{Id}) \quad (8)$$

$$m = \frac{1}{2} \rho V^2 c_m^2 C_m \quad (9)$$

Donde  $c_m$  es la cuerda media del ala, de valor 20.5 cm. Si representamos las curvas de  $l$ ,  $d$  y  $m$  en  $c/4$  en función de la semienvvergadura para los casos de estudio se obtienen las líneas azules, rojas y verdes de las Figuras 3-15, 3-16 y 3-17. Debido al rebordeo de la corriente todas las magnitudes tienden a cero en la punta del ala, por lo que las singularidades que en ocasiones se presentan deben ser despreciadas ya que son imprecisiones en el proceso de resolución numérica.

Observando estas curvas queda patente que el caso más desfavorable se tendría cuando flaps y alerones estuvieran deflectados  $20^\circ$ , lo que se produciría a un ángulo de ataque máximo de  $4.5^\circ$ . Sin embargo, no se dispone de este resultado, por lo que se ha decidido aproximarlos mayorando la curva para deflexión  $0^\circ$ . El resultado, que se corresponde con la línea negra de las Figuras 3-15, 3-16 y 3-17, confirma que la hipótesis es, en primera aproximación, asumible.

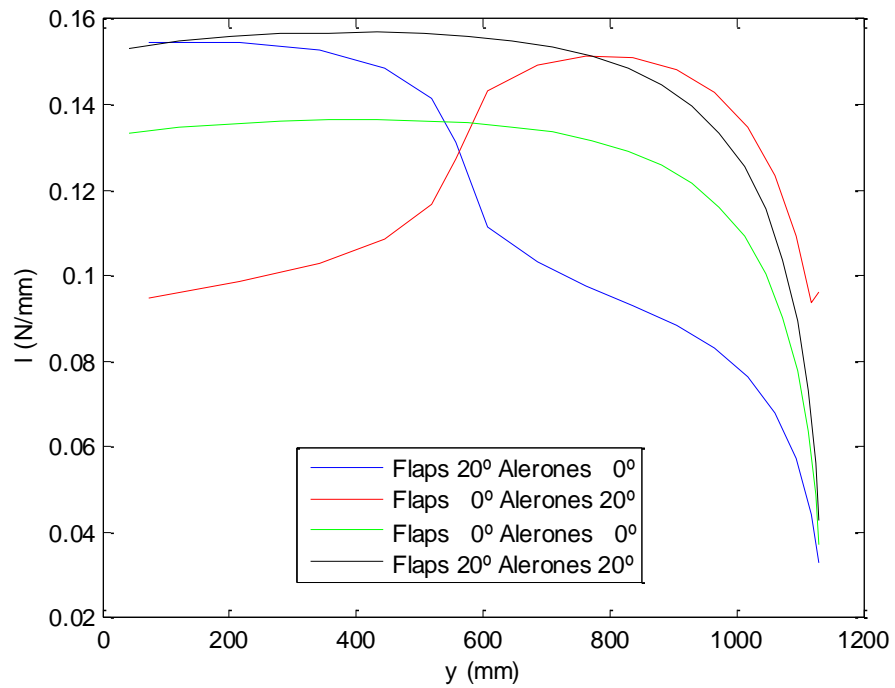


Figura 3-15.  $l(y)$  del ala.

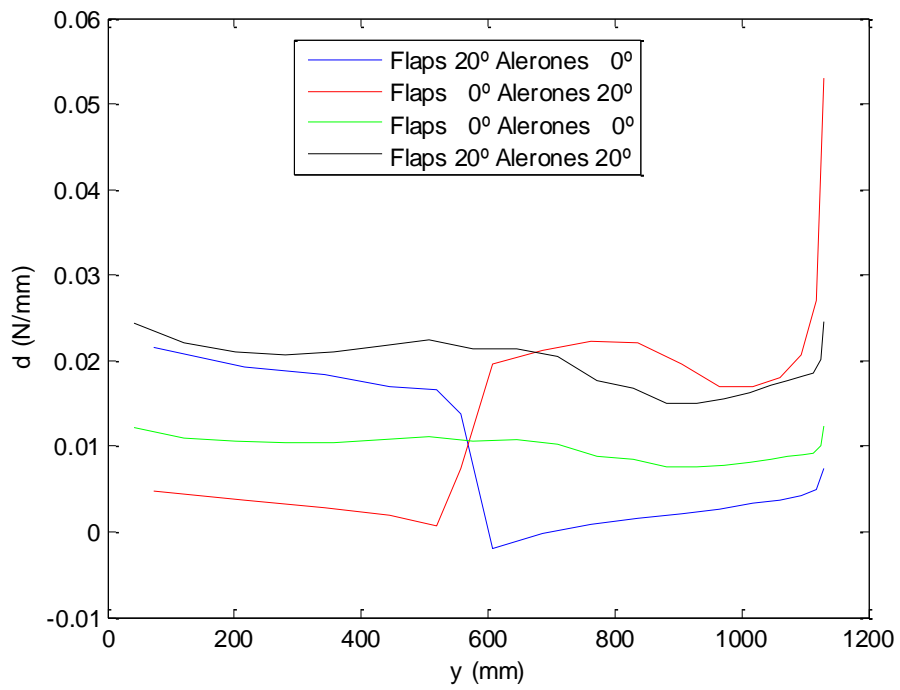
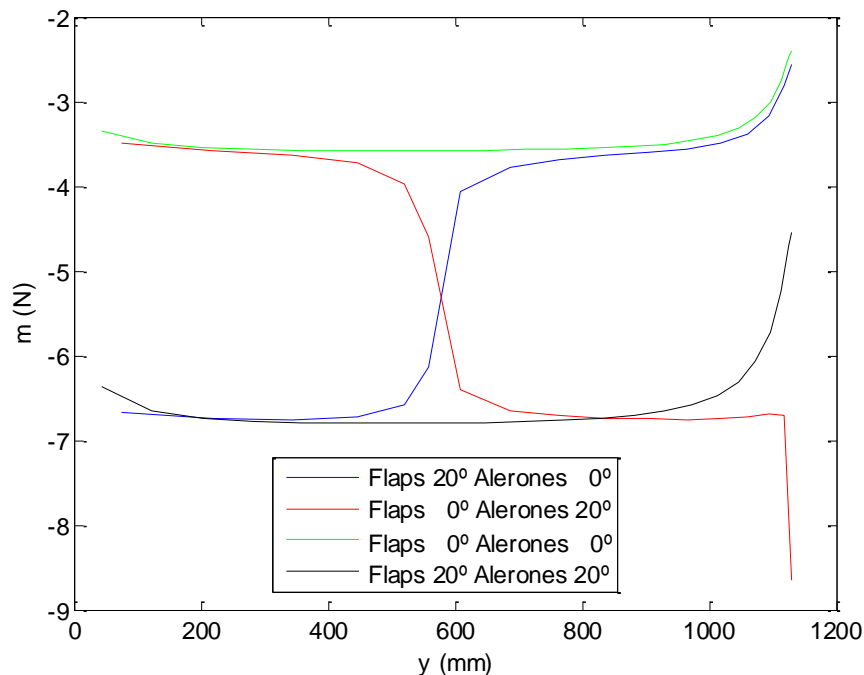


Figura 3-16.  $d(y)$  del ala.



Figura 3-17.  $m(y)$  del ala.

Para modelar estas cargas en ABAQUS se ha optado por aproximar las curvas usando polinomios de grado ocho obtenidos gracias a la función *polyfit* de MATLAB. Los coeficientes de estos polinomios pueden ser introducidos en ABAQUS para obtener tres *analytical fields* en los que basar la distribución de cargas aplicadas, siguiendo un sistema de referencia en el que una de sus coordenadas recorre la línea de acción.

Una vez determinados los campos se define la línea sobre la que se ejercen las cargas, en este caso la línea media del larguero delantero. Puesto que coincide con la línea de  $c/4$  del ala, no es necesario modificar el valor del momento aplicado. Las cargas son del tipo *shell edge load*. La sustentación y la resistencia han sido orientadas siguiendo la dirección perpendicular y paralela a la corriente incidente respectivamente. Sin embargo, el hecho de usar un *analytical field* en la definición del momento obliga a orientarlo en perpendicular a la línea de acción. Puesto que en este caso la orientación es paralela, se ha supuesto constante a lo largo de la envergadura. Si se observa la las Figura 3-17 se puede comprobar que esta suposición aproxima bien la carga real y es, por tanto, asumible.

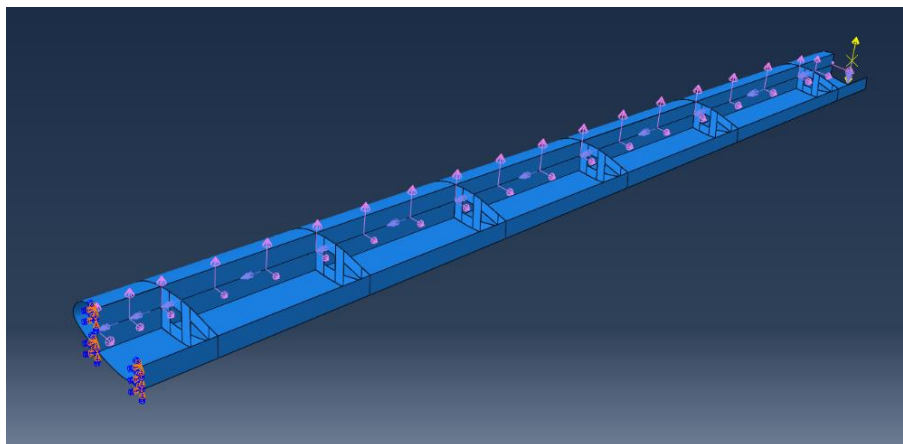


Figura 3-18. Cargas del modelo en el modo de vuelo vertical.

Además de las cargas aerodinámicas sobre el ala se han definido las fuerzas y momentos que ejerce el motor tanto en posición vertical como horizontal, así como su peso, también mayoradas por el factor de carga último. Recuérdese que en el apartado 2. Requisitos de diseño se pueden encontrar los valores numéricos para ambos casos. También se ha definido la aceleración de la gravedad sobre toda la estructura. Con el fin de llevar a cabo un estudio preliminar de pandeo también se ha definido una carga vertical unitaria sobre el punto de referencia donde se aplican las fuerzas de los motores. Al introducir fuerza unitad se consigue que los autovalores que se obtienen sean de igual valor que las cargas asociadas de los distintos modos de pandeo.

Debe aclararse que todas las cargas definidas se encuentran mayoradas por el factor de carga último calculado en el apartado 2. Requisitos de diseño, de forma que, aun en la situación más crítica posible, se tenga un margen de seguridad hasta el fallo de la estructura.

Por último solo queda definir las condiciones de contorno en desplazamientos que se van a imponer a la estructura. Puesto que se parte de una unión de machiembrado en el encastre apoyada en los largueros, y suponiendo que el encastre es suficientemente rígido, se decide empotrar los largueros en dicha zona.

### 3.2.2 Resultados

Se han definido tres análisis distintos: uno para el estudio de pandeo, otro para el modo de vuelo horizontal y otro para el modo de vuelo vertical. El primer caso se busca obtener los desplazamientos nodales mediante un análisis con perturbación lineal tipo *buckle*; mientras que en los otros interesa conocer tensiones, deformaciones y desplazamientos para comprobar el cumplimiento de los criterios de fallo, para lo que se usa un análisis estático directo.

#### 3.2.2.1 Pandeo

Se han calculado los autovalores de los veinte primeros modos de pandeo haciendo uso de la carga unitaria situada en el punto de aplicación de fuerzas del motor y el empotramiento de los largueros en el encastre. Dado que la carga aplicada es unitaria estos valores se corresponden con los Newtons que tendrían que ejercerse para conseguir el pandeo en ese modo.

En el modo de vuelo vertical, la hélice genera 92.1 N de tracción y el peso del motor es 4.9 N que, multiplicados por el factor de carga último, son 483.5 N y 25.7 N respectivamente. Esto implica que en esta condición se tienen 457.8 N aplicados hacia arriba en el extremo del ala y que por tanto sólo nos van a interesar los autovalores de signo positivo.

De los dos métodos que ofrece ABAQUS se ha usado el de Lanczos, fijándose como autovalor mínimo 0 y máximo 1300. Se ha determinado esta cota superior debido a que el ala, a 25 m/s, genera 159.4 N de sustentación que multiplicados por el factor de carga son 836.8 N. Sumados a los 457.8 N anteriores se tienen 1294.6 N. Aunque esta carga no está aplicada en la punta del ala, nos sirve para dar un límite a los autovalores.

Se han obtenido ocho modos en la franja definida, el menor de ellos se da para carga crítica 1118.3 N y el mayor para 1299.6 N. Todos los modos son de pandeo local de la piel y ninguno de pandeo de la estructura completa, por lo que se garantiza que el ala no va a pandear globalmente en ninguna de las condiciones de operación. En la Figura 3-19 se aprecia la deformación escalada asociada al primer modo de pandeo.

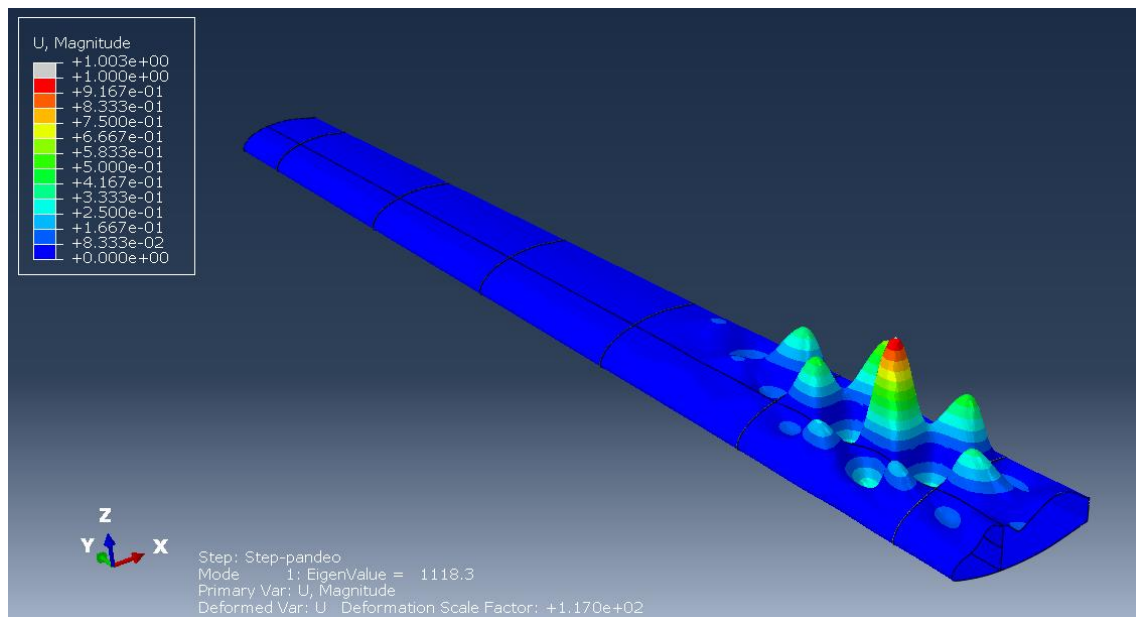


Figura 3-19. Ala V.1: Primer modo de pandeo.

### 3.2.2.2 Modo de vuelo horizontal

Aquí se aplican la tracción y el par del motor en esta configuración, además de las cargas aerodinámicas e inerciales definidas. Los desplazamientos que generan se pueden observar en la Figura 3-20.

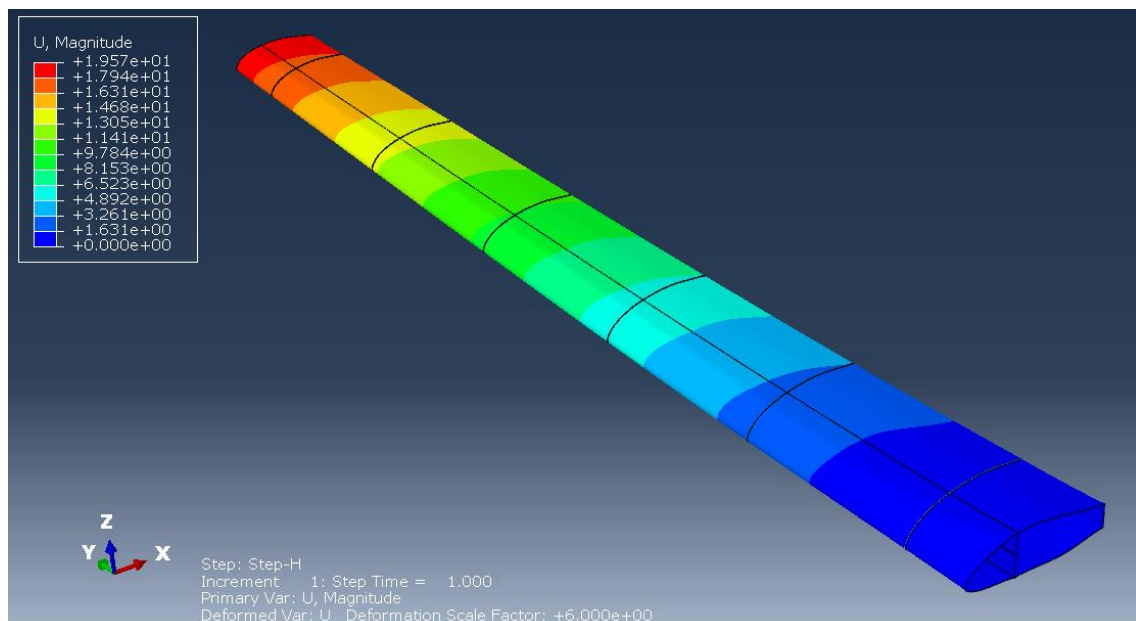


Figura 3-20. Ala V.1: Desplazamientos en modo de vuelo horizontal.

Debido a que la ruptura de los materiales compuestos sigue siendo objeto de estudio, normalmente se aplican varios criterios de fallo al mismo tiempo para garantizar la resistencia de las estructuras. En este caso se han aplicado cinco criterios distintos: máxima tensión, máxima deformación, Tsai-Hill, Tsai-Wu y Azzi-Tsai-Hill. ABAQUS nos permite comprobarlos ofreciéndonos un valor en cada nodo, de forma que si este es mayor que 1 se supera el criterio de fallo en dicho punto. Se puede encontrar más información acerca de cada uno de estos criterios en [15] y [16].

Para esta estructura y modo todos los criterios ofrecen resultados similares, siendo el que mayores valores ofrece el de Tsai-Wu. En la Figura 3-21, en la que se ha aplicado transparencia para comprobar las zonas que no se ven

a simple vista, se puede observar que el criterio se supera en los extremos inferior y superior de las alas de los largueros en el encastre. La zona de los puntos en lo que se produce el fallo está marcada en gris para su mejor identificación. Es conveniente señalar que se han tomado los valores máximos de los tres puntos de integración que se tienen por capa de laminado. También debe recordarse que la condición de contorno definida en la zona del encastre es de empotramiento, cuando en realidad no va a ser tan restrictiva. Con esta consideración, la predicción de fallo en las cercanías del encastre no resulta tan grave, si bien es conveniente que sea revisada en iteraciones posteriores.

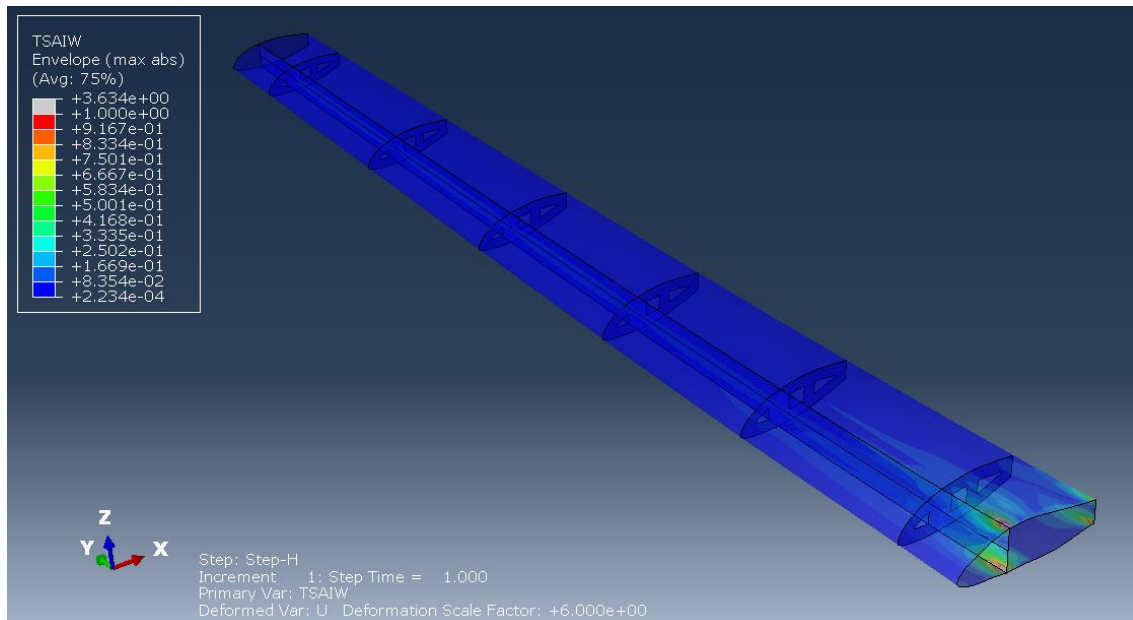


Figura 3-21. Ala V.1: Criterio de Tsai-Wu en modo de vuelo horizontal.

### 3.2.2.3 Modo de vuelo vertical

En este caso se aplican las cargas del motor en configuración vertical más las aerodinámicas a velocidad de crucero y las inerciales. Nótese que en ningún instante de las fases de vuelo de la aeronave se va a tener un conjunto de cargas tan restrictivo. Sin embargo, se ha decidido que para garantizar la seguridad de la estructura del tilt-rotor resulta conveniente llevar a cabo este análisis.

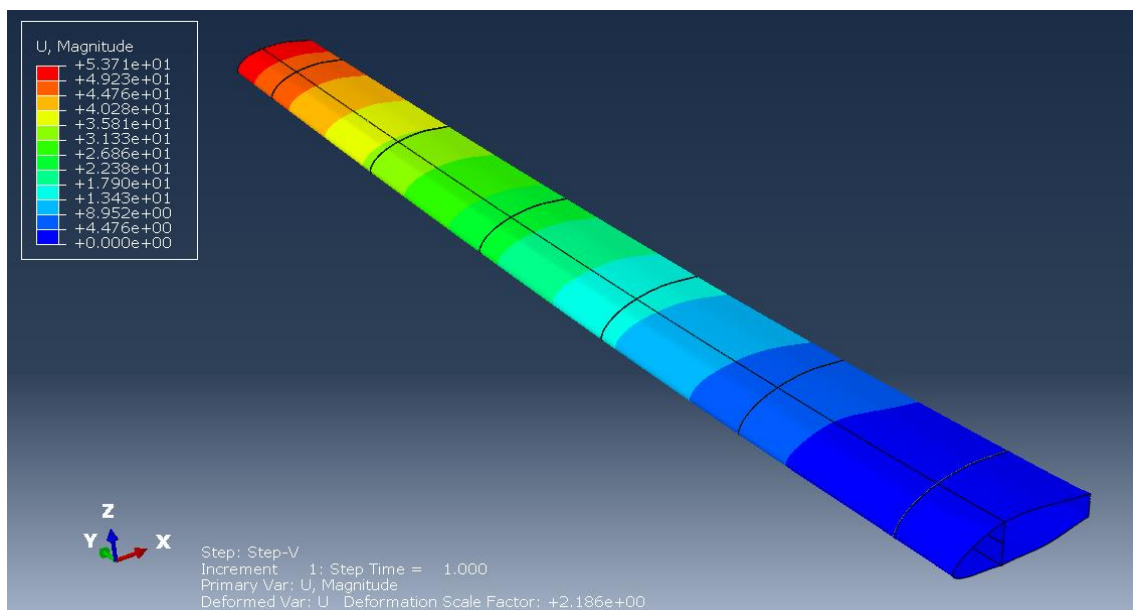


Figura 3-22. Ala V.1: Desplazamientos en modo de vuelo vertical.

Los desplazamientos obtenidos se pueden ver en la Figura 3-22, mientras que en la Figura 3-23 se observa el criterio de fallo de Tsai-Wu. Igual que en el modo anterior, todos los criterios de fallo se cumplen excepto en los extremos del encastre. La segunda versión de la estructura mejorará este comportamiento.

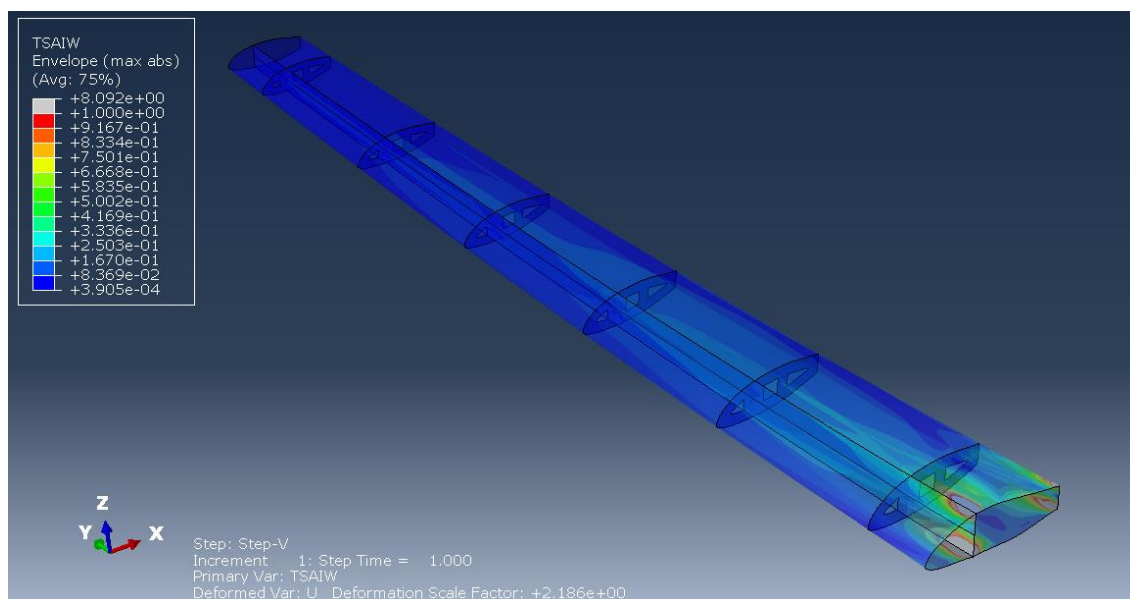


Figura 3-23. . Ala V.1: Criterio de Tsai-Wu en modo de vuelo vertical.

El peso total de la estructura del ala de la versión 1 es 0.807 kg.

### 3.3 Versión 2

Con el objetivo de ofrecer resultados más precisos en cuanto al comportamiento de la estructura al mismo tiempo que se mejora el resultado obtenido, se procede a la definición de un modelo más avanzado. Los principales cambios que se introducen son la inclusión de los pies del larguero delantero y la variación de los apilados que componen la estructura.

#### 3.3.1 Modelado

##### 3.3.1.1 Geometría

Puesto que los resultados del estudio de pandeo realizado para la versión 1 son favorables, se decide mantener constante el número de costillas. El modelo se compone esta vez de cuatro *parts*: costillas; piel y mitad superior del larguero delantero; mitad inferior del mismo; y costilla final. Las tres primeras se corresponden con las del modelo anterior, presentes en la Figura 3-9, mientras que la costilla final ha sido añadida como cierre de la estructura en la punta del ala. Además de este detalle, la única diferencia entre ambos modelos reside en que en este caso se han realizado particiones adicionales a  $\pm 1$  cm del larguero delantero, definiéndose así los pies de la sección.

##### 3.3.1.2 Material

El material utilizado y el espesor de las láminas se mantienen respecto del modelo anterior, por lo que sus propiedades son las de la Tabla 0-2. Sin embargo sí cambian los apilados definidos y las zonas en las que se aplican. Las direcciones de referencia son las definidas para la versión 1 de la estructura del ala. En la Figura 3-24 se puede observar la nueva distribución de los laminados con su espesor real. Nótese los pies del larguero delantero.

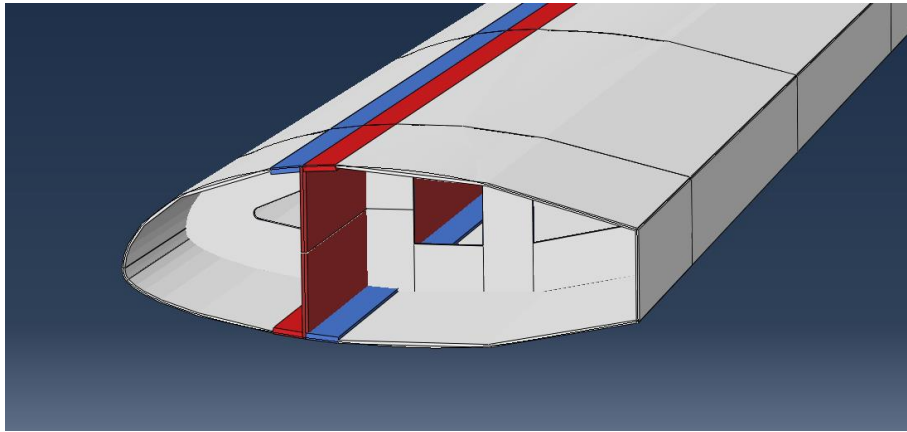


Figura 3-24. Secciones de apilado por zonas.

- Apilado del larguero delantero:

$$[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90]_s$$

Es decir, 14 láminas que suman en total 1.82 mm de espesor. La diferencia con el modelo anterior está en la adición de una capa más que evite partir la lámina central de 90° para realizar el pie de la sección.

- Apilado de la piel, el larguero posterior y las costillas:

$$[45, -45, 90, 0]_s$$

Es decir, 7 láminas que suman en total 0.91 mm de espesor. Obsérvese que aunque el laminado no cambia, ahora también se aplica al larguero trasero y a la zona de la piel del cajón central, ya que ahora no tiene refuerzo.

- Apilado de las secciones de los pies del larguero delantero:

$$[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]$$

Y

$$[-45, 45, 0, -45, 45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]$$



Mitad del larguero

Piel

En estas zonas se tiene el laminado de la piel y sobre él una de las mitades del laminado del larguero, de forma que se modela la región sin necesidad de añadir una nueva *part*. En total forman 14 capas con un espesor total de 1.82 mm. Obsérvese que a un lado del larguero se mantienen los ángulos de este, pero que en el otro se encuentran cambiados de signo. En la Figura 3-25 se aprecia gráficamente el motivo de este fenómeno. Debe advertirse que se tiene la precaución de aplicar un *offset* al laminado para garantizar la continuidad de la cubierta, como puede apreciarse en la Figura 3-24.



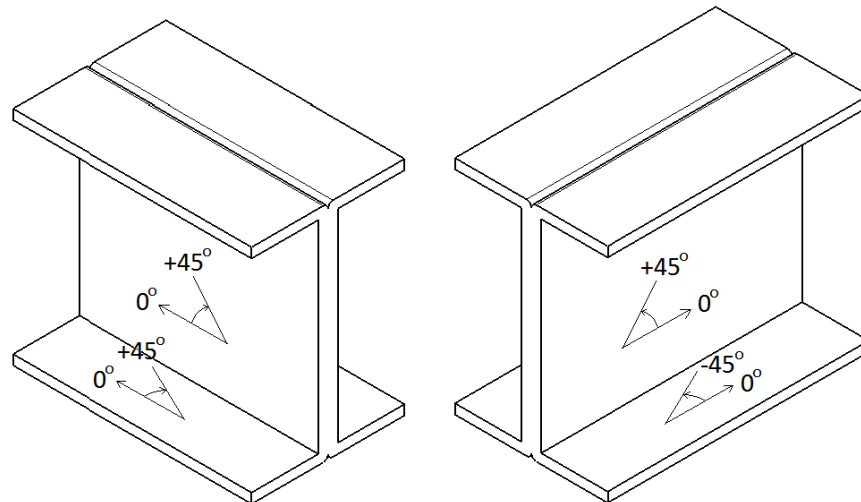


Figura 3-25. Aclaración del cambio de signo en los apilados.

### 3.3.1.3 Mallado

Dado que la geometría es similar a la del modelo anterior el mallado se mantiene prácticamente invariable. De nuevo se tienen únicamente elementos rectangulares S4R de aproximadamente 2 mm de lado y las técnicas de mallado aplicadas son *Quad Sweep* y *Quad Structured*. El único cambio significativo se debe a la adición de la costilla final que, dada su compleja geometría, ha debido mallarse con la técnica *Quad Free* para evitar elementos con características geométricas pobres.

### 3.3.1.4 Interacciones

Las interacciones entre los componentes del *assembly* también se mantienen prácticamente sin cambios. Tan solo se han hecho dos modificaciones: se ha añadido un *tie* entre la costilla de cierre y la punta del ala; y se han redefinido los nodos esclavos del *coupling* del punto de referencia del motor, que son ahora los nodos pertenecientes al cierre del ala. En la Figura 3-26 se puede apreciar este cambio así como el mallado de la costilla final. El número de nodos del modelo es 98,244 y el número de elementos 96,144; debiéndose la disminución respecto al caso anterior a las divisiones que implican los pies del larguero.

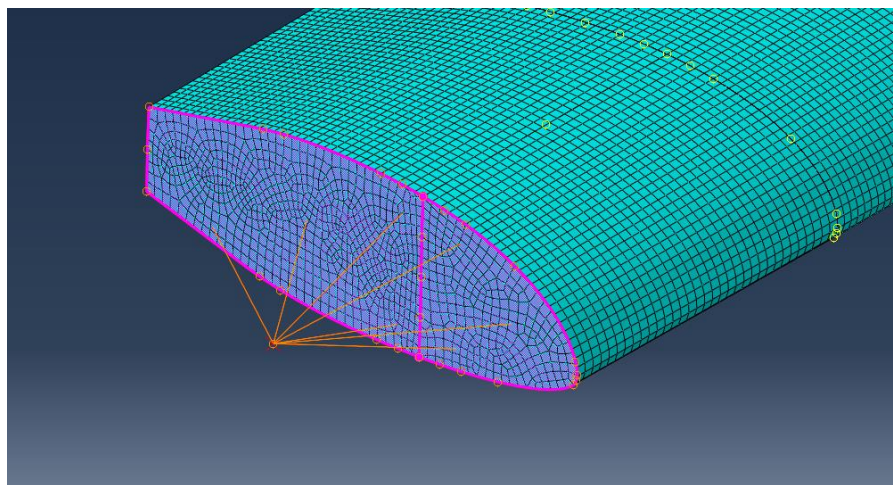


Figura 3-26. Detalle de la malla y la interacción definidas.

### 3.3.1.5 Cargas

Las cargas aplicadas, al igual que las condiciones en desplazamientos definidas, permanecen invariables respecto de la versión 1, teniéndose: igual distribución de sustentación, resistencia y momento; tracción; par; peso; y empotramiento de los largueros en el encastre. También se ha definido en este caso una carga unitaria aplicada en el punto de referencia del motor para realizar el estudio preliminar de pandeo conveniente.

## 3.3.2 Resultados

De nuevo se han definido tres análisis distintos: el estudio de pandeo, el modo de vuelo horizontal y el vertical; siendo el primero un análisis con perturbación lineal tipo *buckle* y los otros dos análisis estáticos directos.

### 3.3.2.1 Pandeo

De nuevo se ha utilizado el método de Lanczos para hallar los autovalores comprendidos entre 0 y 1300. Aunque en ninguno de los modos hallados se tiene un pandeo global en la estructura, la menor carga crítica descende a 604.85 N por haberse reducido el espesor en la piel. Su modo de pando asociado se aprecia en la Figura 3-27.

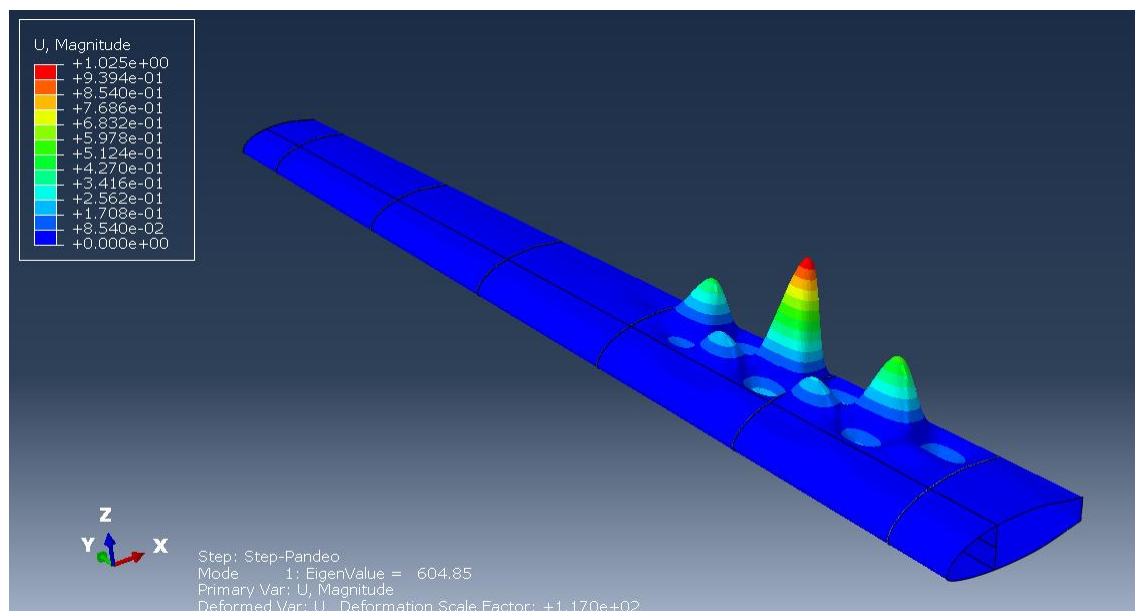


Figura 3-27. Ala V.2: Primer modo de pandeo.



### 3.3.2.2 Modo de vuelo horizontal

El desplazamiento de la estructura (Figuras 3-28 y 3-30) se mantiene prácticamente igual respecto a la versión anterior y, aunque se sigue teniendo fallo en los extremos del encastre, la estructura en general presenta una resistencia mayor (ver Figuras 3-29 y 3-31). De nuevo debe recordarse que este fallo será revisado en modelos posteriores de la estructura.

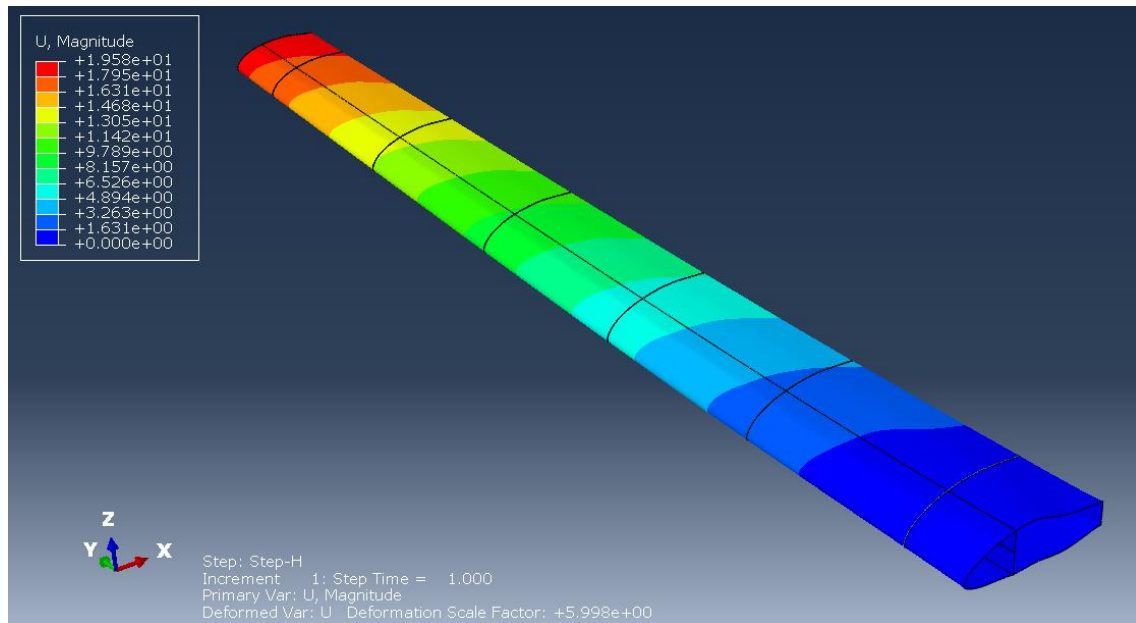


Figura 3-28. Ala V.2: Desplazamientos en modo de vuelo horizontal.

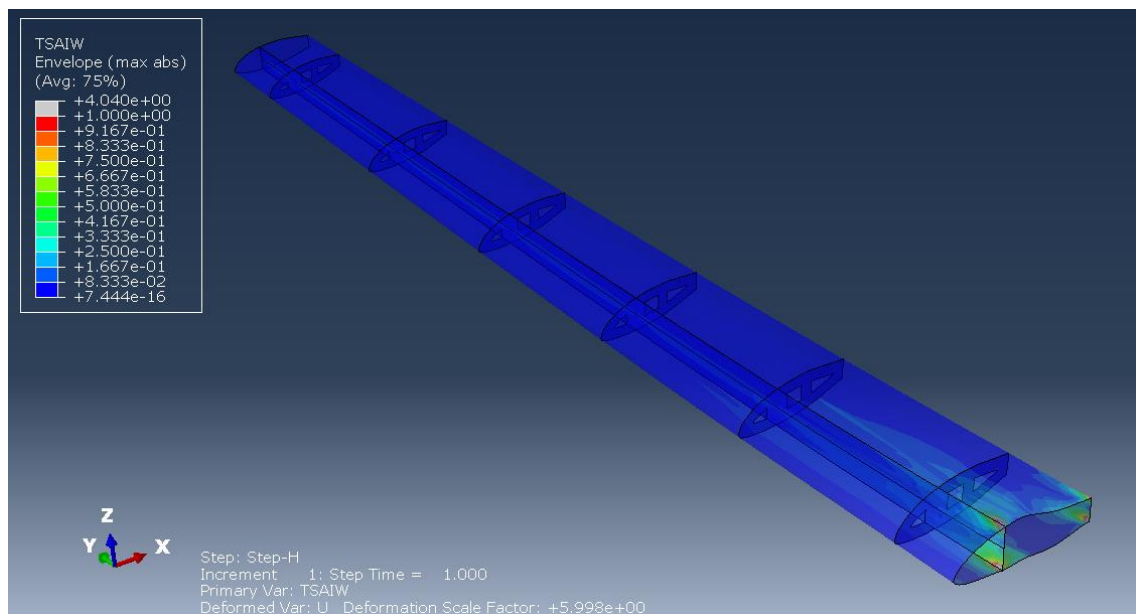


Figura 3-29. Ala V.2: Criterio de Tsai-Wu en modo de vuelo horizontal.

### 3.3.2.3 Modo de vuelo vertical

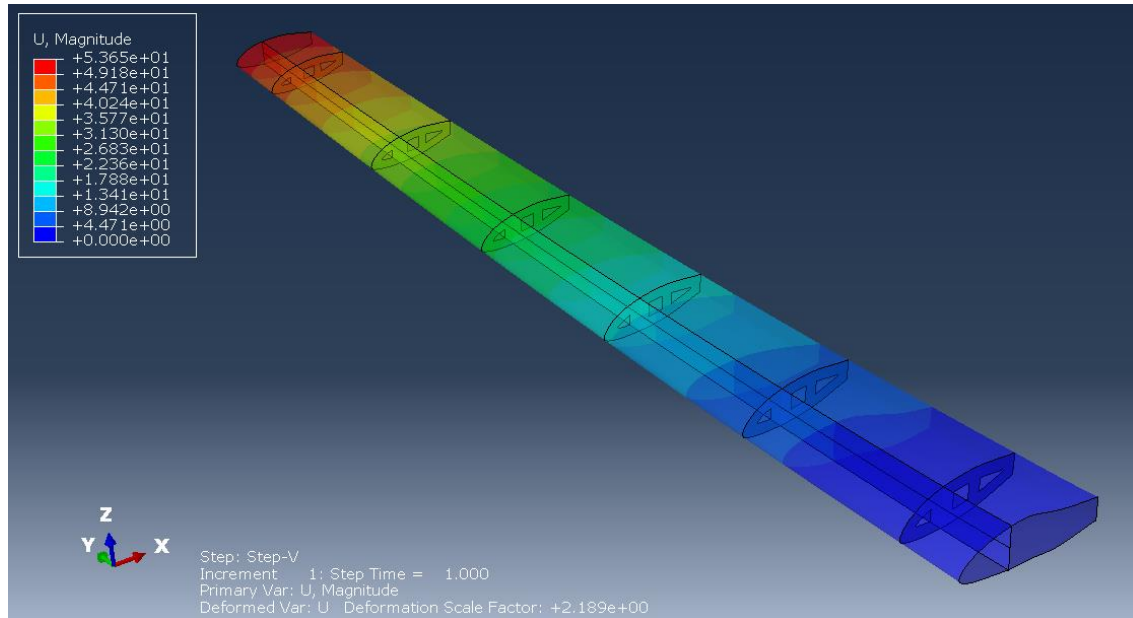


Figura 3-30. Ala V.2: Desplazamientos en modo de vuelo vertical.

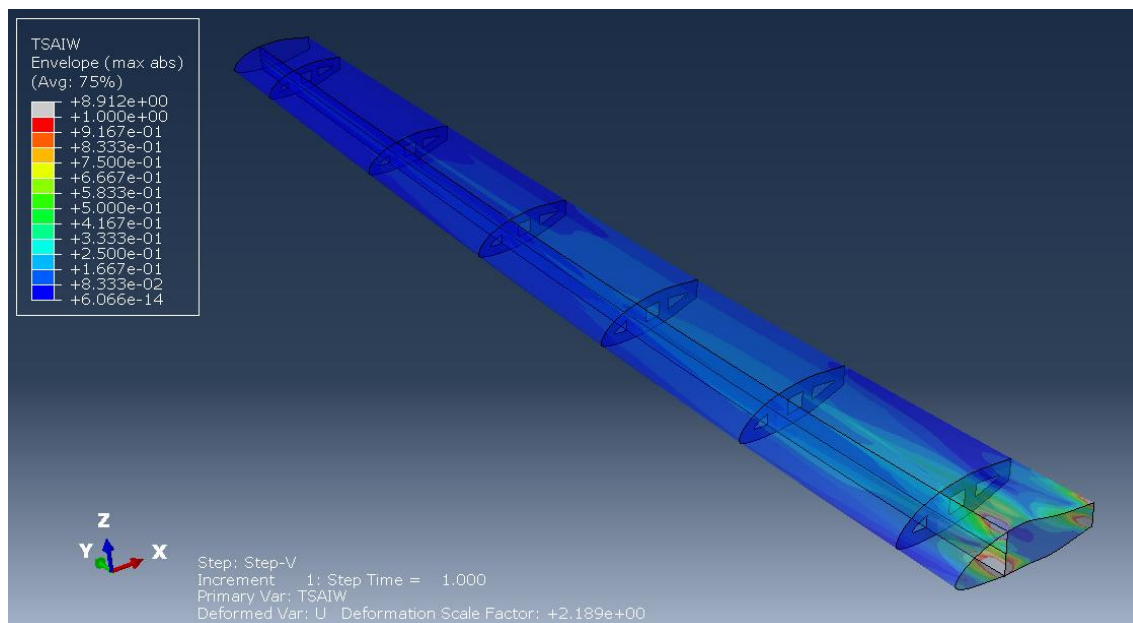


Figura 3-31. Ala V.2: Criterio de Tsai-Wu en modo de vuelo vertical.

El peso de la estructura del ala en su segunda versión se ha reducido a 0.736 kg, a pesar de que se ha mejorado su comportamiento antes las condiciones impuestas.

# 4 ESTABILIZADOR

---

## 4.1 Diseño geométrico

El diseño preliminar del tilt-rotor presenta una cola en V de grandes dimensiones con un ángulo de diedro de  $28.1^\circ$ . Se estima que las superficies de control, llamadas ruddervators en este tipo de estabilizadores, se encuentran a partir del 75% de cuerda y que se tiene un sistema de machihembrado en el encastre.

La geometría de partida ha sido creada de forma similar al ala, es decir, tomando como referencia estructuras ya existentes. Observando las Figuras 3-1 y 3-2 se puede comprobar que en ambos casos la cola cuenta con una estructura muy sencilla compuesta por dos largueros adelantados y pocas costillas. Siguiendo esta filosofía, se propone la siguiente estructura:

- **Dos largueros** al 15% y al 70% de la cuerda. Mientras que el larguero posterior viene impuesto por la geometría de las superficies de control, el anterior se encuentra adelantado para ofrecer inercia a torsión, si bien se mantiene un espesor suficiente.
- **Tres costillas** más una costilla de cierre en la punta de la cola, todas ellas equiespaciadas con una luz de 19 cm.

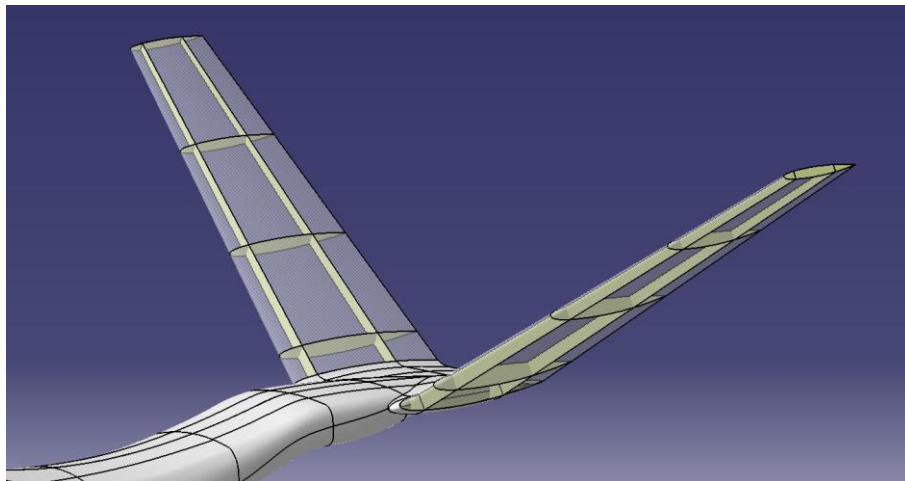


Figura 4-1. Geometría de la cola.

La separación entre las costillas es similar a la del ala, si bien se espera que en este caso se tengan menos problemas asociados a la rigidez y pandeo de la cubierta y a la transmisión de esfuerzos entre esta y los largueros. Tampoco se ha considerado la opción de practicar *lightening holes* ya que las costillas son demasiado pequeñas como para mecanizar agujeros en su interior sin poner en peligro su integridad. Debe recordarse que la costilla de mayores dimensiones tiene poco más de 1 cm de espesor máximo por lo que el peso, aun sin aligerar, va a ser reducido. En la Figura 4-1 se observa la geometría de la estructura propuesta.

## 4.2 Versión 1

A continuación se pretende analizar la versión preliminar de la estructura expuesta, definiendo al mismo tiempo la secuencias de apilados que se tienen.

### 4.2.1 Modelado

El modelado del estabilizador sigue un orden de definición similar al del ala, es decir, geometría, material, mallado, interacciones y cargas.

#### 4.2.1.1 Geometría

Al igual que en el apartado 3. Ala, se ha decidido importar la geometría creada en CATIA V5 directamente al preprocesador de ABAQUS. Se han generado tres *parts* distintas que podemos observar en la Figura 4-2: costillas; piel más mitad superior del larguero delantero; y mitad inferior del mismo.

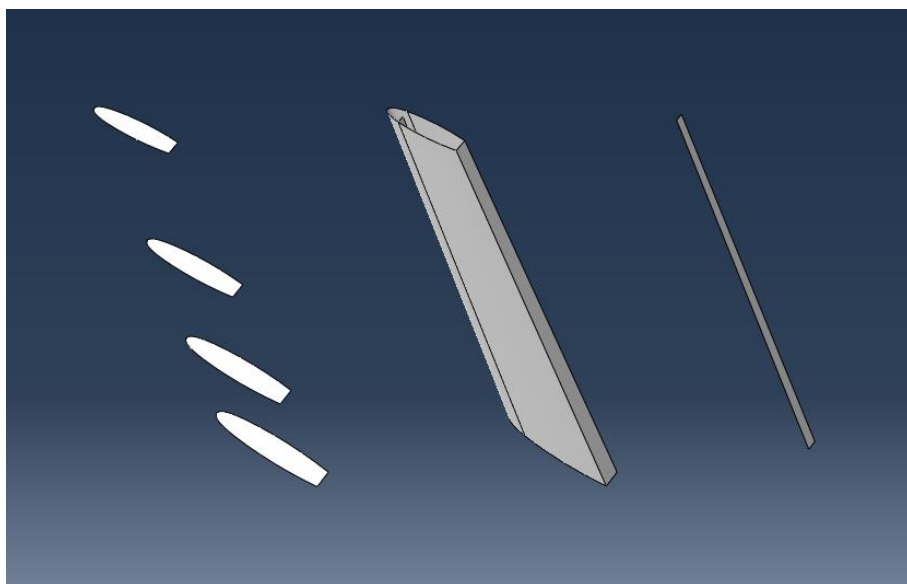


Figura 4-2. *Parts* del modelo del estabilizador

De nuevo la importación se ha realizado en forma de *parts* tridimensionales, deformables y de tipo *shell*; y se han separado los componentes atendiendo a las limitaciones de ABAQUS para interpretar geometría y aplicar cargas en bordes libres. Asimismo, tampoco se han modelado las superficies de control por no ser elementos estructurales. Para la creación del *assembly* tan solo se deben añadir las distintas partes creadas, dado que se mantiene la posición relativa entre ellos.

#### 4.2.1.2 Material

El material utilizado se compone de las mismas láminas de fibra de carbono en matriz epoxi utilizadas en el ala, por lo que las propiedades son las presentes en la Tabla 0-2. Los laminados definidos en primera instancia comparten características con los de la versión 1 del ala, pudiéndose distinguir en la Figura 4-3 las zonas que poseen apilados similares renderizados con su espesor real.

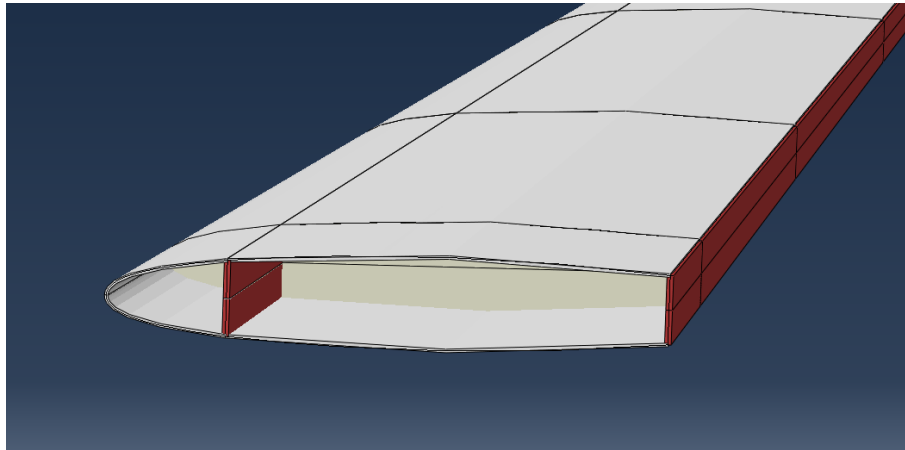


Figura 4-3. Secciones de la cola por zonas.

- Apilado de los largueros:

$$[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90]_s$$

En total 13 láminas que suman 1.69 mm de espesor.

- Apilado de la cubierta y las costillas:

$$[45, -45, 90, 0]_s$$

Es decir, 7 láminas que suman 0.91 mm de espesor. Puesto que las cargas que se ejercen sobre la cola son mucho menores que las del ala no se estima necesario añadir un refuerzo extra a la piel, tal y como se hizo anteriormente.

#### 4.2.1.3 Mallado

Desde el punto de vista del mallado la geometría de la cola es similar a la del ala, presentando como principal diferencia la ausencia de aligeramientos en las costillas. En consecuencia las únicas particiones necesarias se deben a la necesidad de crear la geometría de las uniones del módulo *interaction*, además de un corte transversal para garantizar la simetría del mallado.

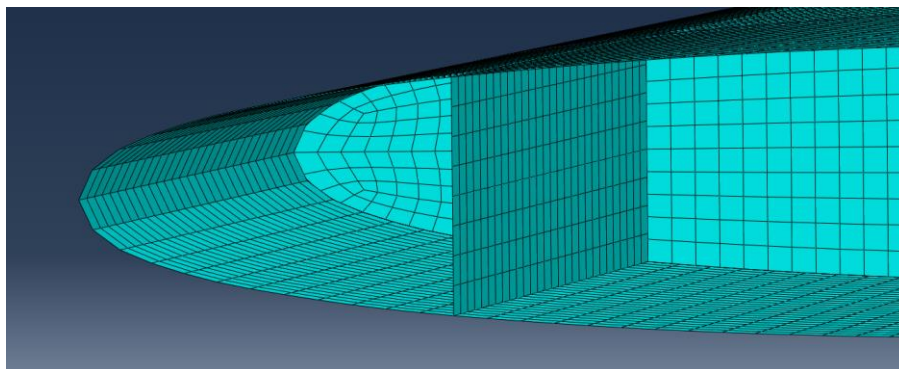


Figura 4-4. Detalle del mallado del estabilizador.

En este caso sólo se ha utilizado la técnica *Quad Structured* para dotar a la malla de elementos S4R de lado máximo 2 mm, obteniendo buenos resultados como se puede apreciar en la Figura 4-4. Aunque el mallado no es conforme se garantiza que los elementos tienen un tamaño similar en los distintos componentes, por lo que

no representa un problema para la definición de las uniones entre ellos. El número de nodos asciende a 41,846 y el número de elementos a 41,168.

#### 4.2.1.4 Interacciones

Las uniones entre las distintas *parts* se han definido como *ties* entre las costillas, la piel y los largueros. Al igual que en el ala, los nodos de las superficies de contacto pertenecientes a la piel y a los largueros han sido definidas como nodos maestros, siendo los esclavos los de las costillas. También se ha definido el *tie* necesario entre la parte inferior el larguero delantero y sus fronteras, siendo estas las que contienen los nodos maestros de la unión. En la Figura 4-5 se aprecian las regiones en las que se han aplicado los *ties*.

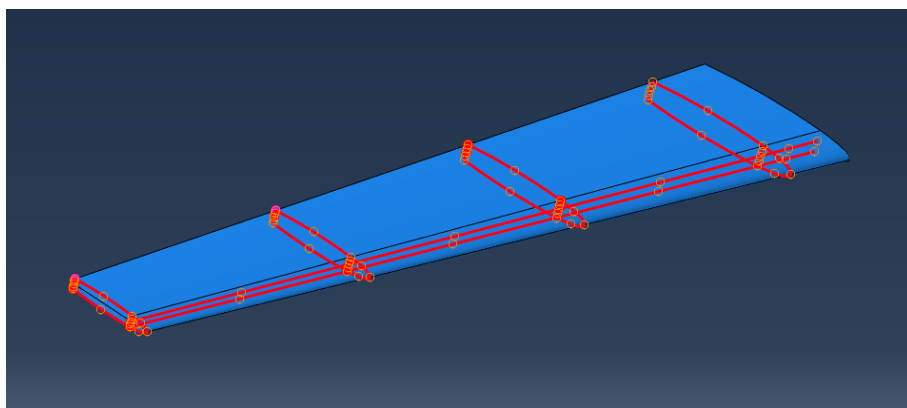
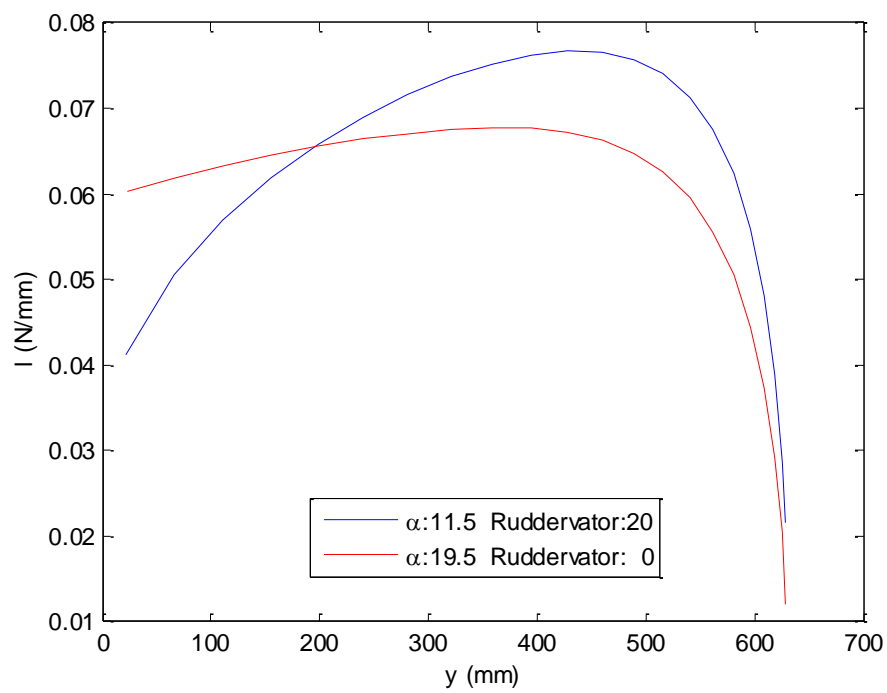
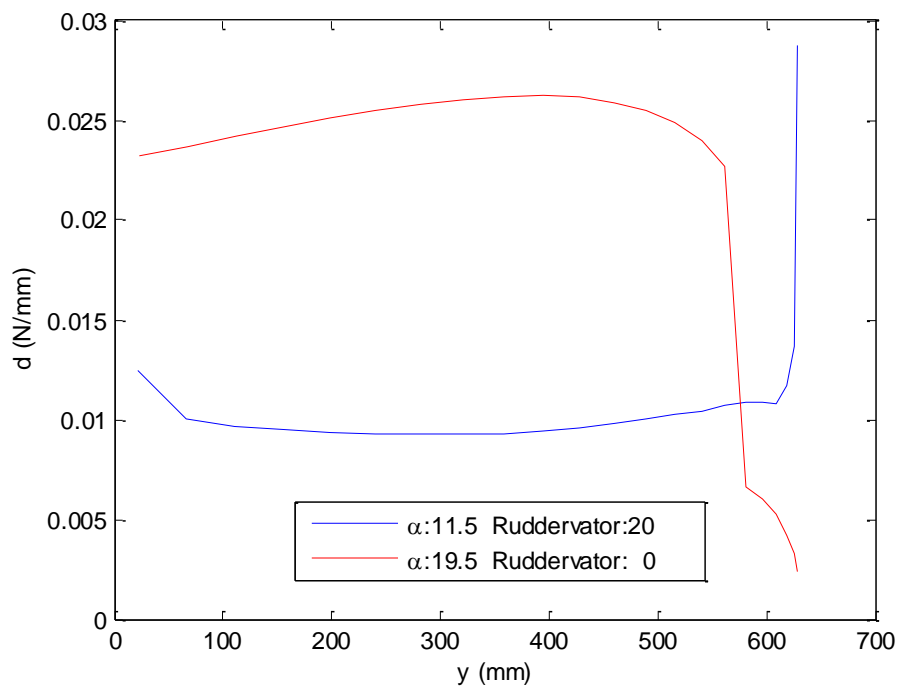


Figura 4-5. Interacciones del estabilizador.

#### 4.2.1.5 Cargas

Los casos de carga proporcionados para la cola se tienen para distintas combinaciones de deflexión de los ruddervators y ángulos de ataque. Tras analizarlas de forma independiente se llega a la conclusión de que las situaciones más críticas se dan cuando el ruddervator se deflexa hacia abajo  $20^\circ$  a ángulo de ataque  $11.5^\circ$  y cuando, sin deflexión, este ángulo toma el valor de  $19.5^\circ$ . En el primer caso la sustentación no sólo es mayor, sino que además se acentúa en la punta de la cola; sin embargo, la resistencia es más desfavorable en el otro caso. A priori es difícil distinguir cuál de los dos es el más restrictivo, por lo que se decide implementar ambas situaciones para averiguarlo. En las Figuras 4-6, 4-7 y 4-8 se pueden examinar las curvas que caracterizan las distribuciones de  $l$ ,  $d$  y  $m$  en  $c/4$  en función de la semienvergadura, extraídas de  $C_l$ ,  $C_{Pd}$ ,  $C_{Id}$  y  $C_{m,c/4}$  mediante [7], [8] y [9]. Recuérdese que todas las magnitudes se anulan al llegar a la punta, por lo que las discrepancias entre este fenómeno y lo observado en las gráficas se deben a imprecisiones numéricas durante el cálculo y no deben ser tenidas en cuenta.

Figura 4-6.  $l(y)$  del estabilizador.Figura 4-7.  $d(y)$  del estabilizador.

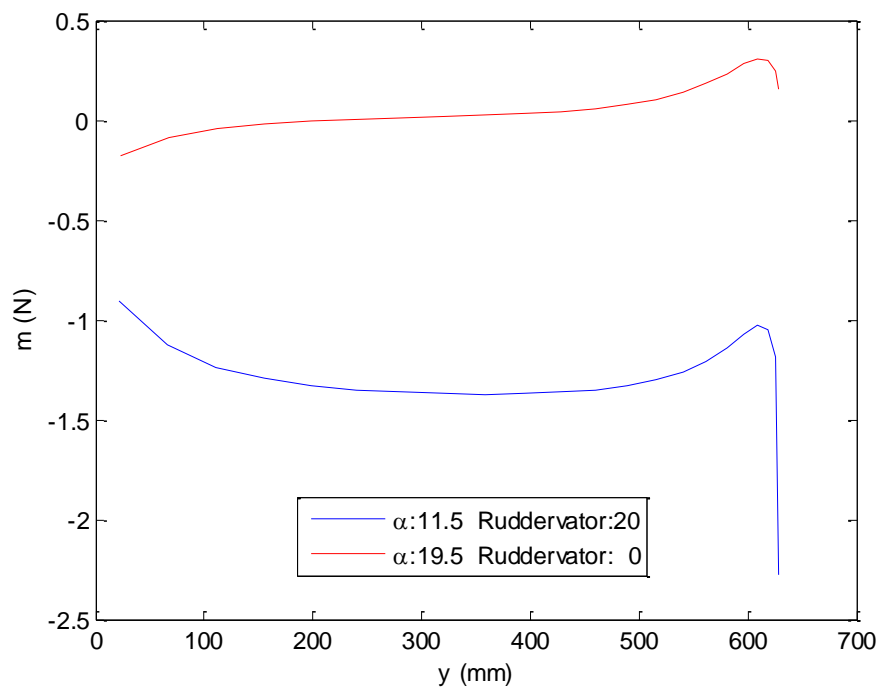


Figura 4-8.  $m(y)$  del estabilizador.

Debe advertirse que estos valores de momentos son los aplicables a la línea de  $c/4$  de la cola. Sin embargo, la línea sobre la que se van a implementar estas fuerzas en el modelo se encuentra al 15% de la cuerda. Por tanto, se debe corregir el momento aplicado para que contenga el momento aerodinámico además del momento que genera trasladar los puntos de acción de las fuerzas. El resultado se observa en la Figura 4-9.

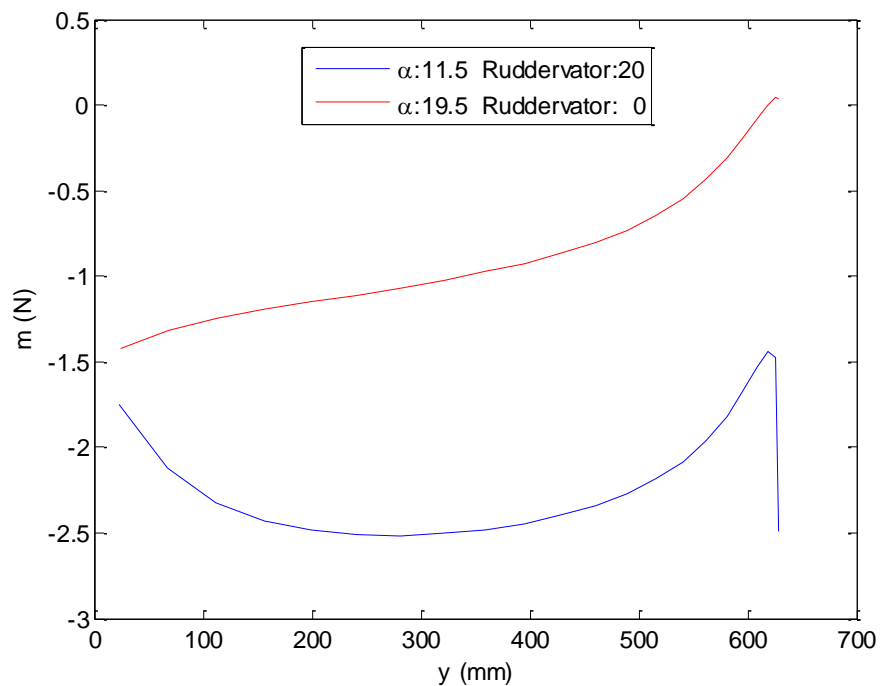


Figura 4-9.  $m(y)$  en el 15% de la cuerda del estabilizador.



Al igual que las cargas aerodinámicas del ala, estas distribuciones se han implementado haciendo uso de un polinomio aproximante de grado ocho y *analytical fields* en ABAQUS. La línea de acción es la que divide las dos mitades del larguero delantero y las cargas han sido definidas como *shell edge loads*. De nuevo se presenta el problema de que, mientras que la sustentación y la resistencia han podido orientarse según el ángulo apropiado, con el momento sólo puede hacerse si se define como una constante. Dado que la distribución de momentos no varía excesivamente y que su efecto no es determinante, se puede asumir esta hipótesis sin poner en excesivo riesgo la precisión de los resultados. En todo caso, siempre se ha escogido el valor más restrictivo para la constante con el fin de garantizar la seguridad de la estructura.

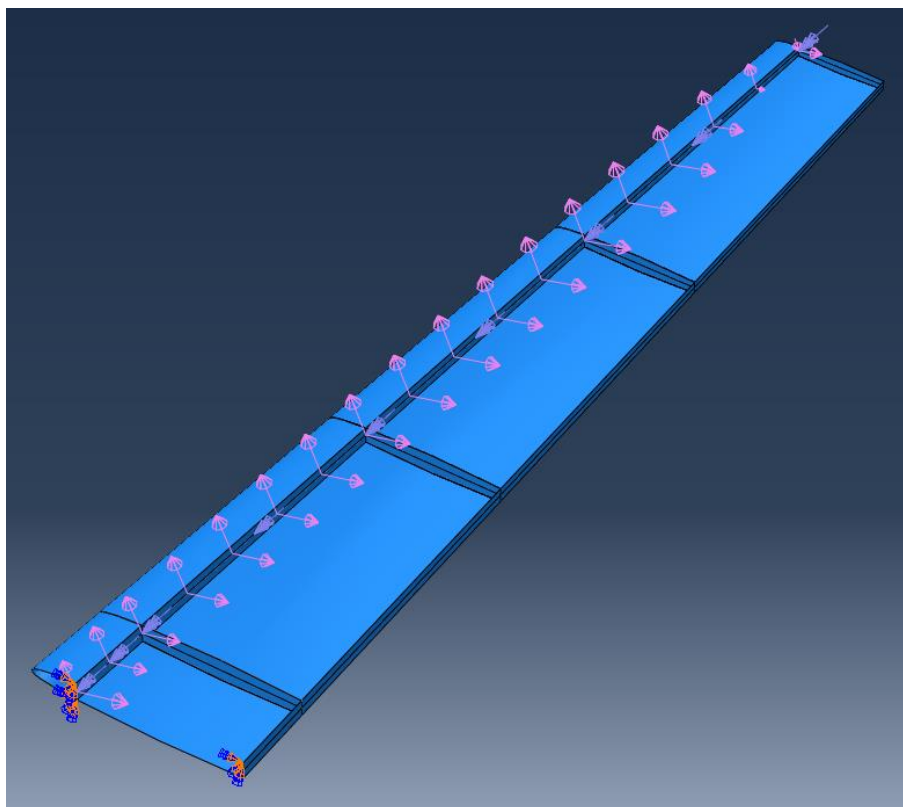


Figura 4-10. Cargas del estabilizador.

Además de las cargas aerodinámicas se ha definido una carga unidad situada en la punta de la cola para realizar el estudio básico de pandeo, así como la aceleración de la gravedad para todos los puntos del modelo. Cabe recordar que todas las cargas se encuentran mayoradas por el factor de carga última calculado en el apartado 2. Requisitos de misión.

En cuanto a las condiciones de contorno en desplazamientos se han definido dos empotramientos en el encastre de los largueros simulando el machihembrado que une la cola con el fuselaje. El conjunto de las condiciones de contornos en fuerzas y desplazamientos puede observarse en la Figura 4-10.

## 4.2.2 Resultados

Se han definido tres casos de carga distintos, uno para el pandeo, otro sin deflexión de ruddervators pero a ángulo de ataque máximo y otro para ruddervators deflectados 20°.

### 4.2.2.1 Pandeo

La sustentación máxima que ejerce la cola se da cuando la deflexión del ruddervator es de 20°, tomando un valor de 39.98 N. Multiplicado por el factor de carga máximo obtenemos una cota superior para los autovalores de 209.90. Sin embargo, el primer modo de pandeo, observable en la Figura 4-11, tiene una carga crítica de 214.81 N y, a pesar de que se ha estudiado el pandeo hasta una carga crítica de 378.46 N, no se ha llegado al pandeo global de la estructura.

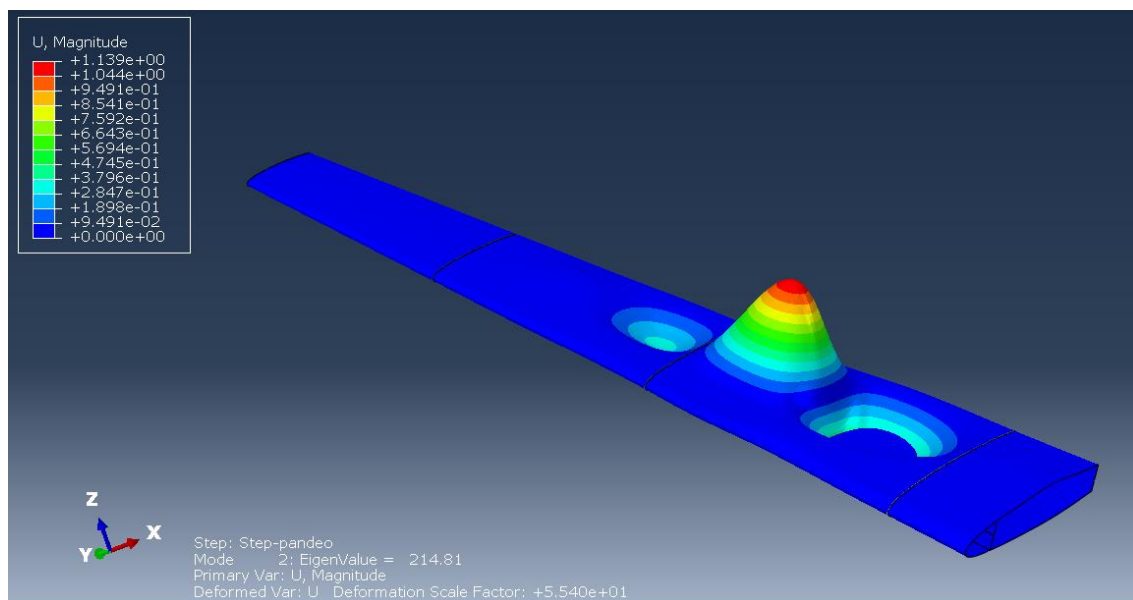


Figura 4-11. Estabilizador V.1: Primer modo de pandeo.

#### 4.2.2.2 Deflexión 0°

Como es de esperar, los desplazamientos son mucho menores que en el ala tal y como puede verse en la Figura 4-12. En cuanto a los criterios de fallo, se han aplicado los mismos que en dicho elemento, obteniéndose que la estructura no los supera excepto en los extremos del alma en el encastre (véase la Figura 4-13). Este empotramiento es muy restrictivo y no se va a tener en la estructura real, por lo que los resultados cerca de él no deben ser considerados como un problema que obligue a reconsiderar la estructura.

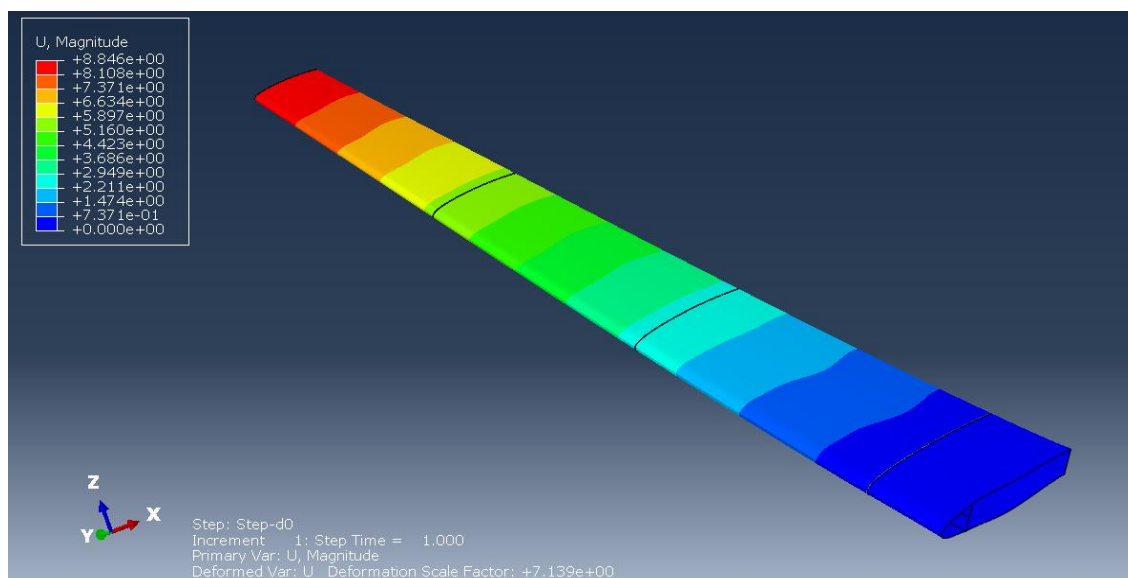


Figura 4-12. Estabilizador V.1: Desplazamientos con deflexión 0°.

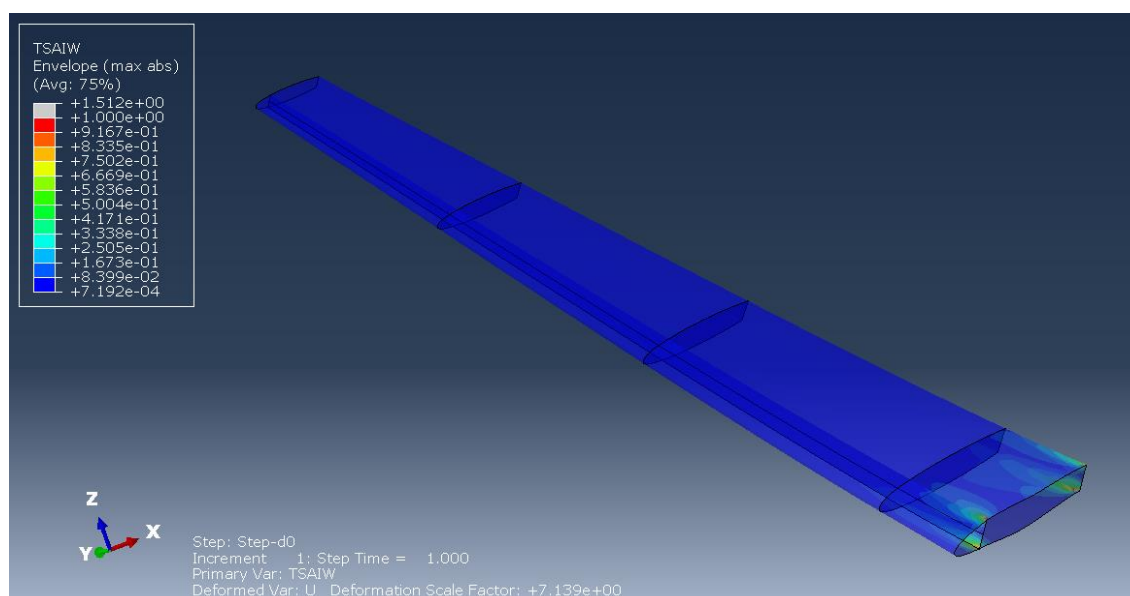


Figura 4-13. Estabilizador V.1: Criterio de Tsai-Wu con deflexión 0°.

#### 4.2.2.3 Deflexión 20°

A partir de los resultados obtenidos se puede comprobar que este es el caso de cargas más crítico de los dos, si bien la poca diferencia entre ambos justifica el análisis del caso con deflexión nula. Los desplazamientos se aprecian en la Figura 4-14, en la que se comprueba como la estructura está más solicitada en cuando no se defectan los ruddervators. Con respecto a las predicciones de fallo, de nuevo se identifica la zona del encastre como la más crítica, como puede verse en la Figura 4-15, aunque como ya se ha comentado esto no es preocupante.

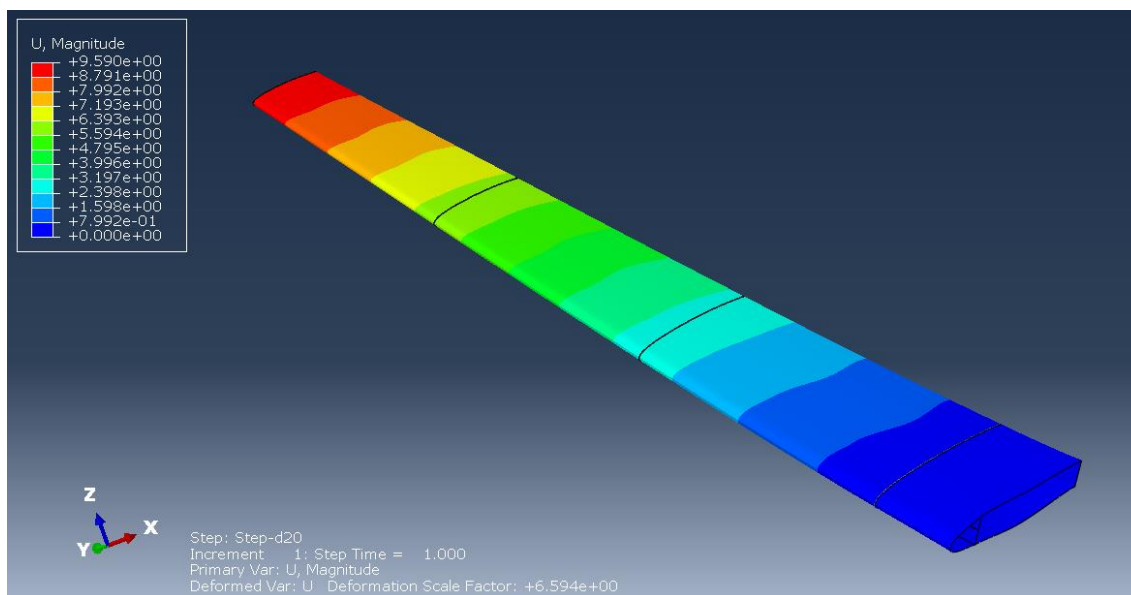


Figura 4-14. Estabilizador V.1: Desplazamientos con deflexión 20°.

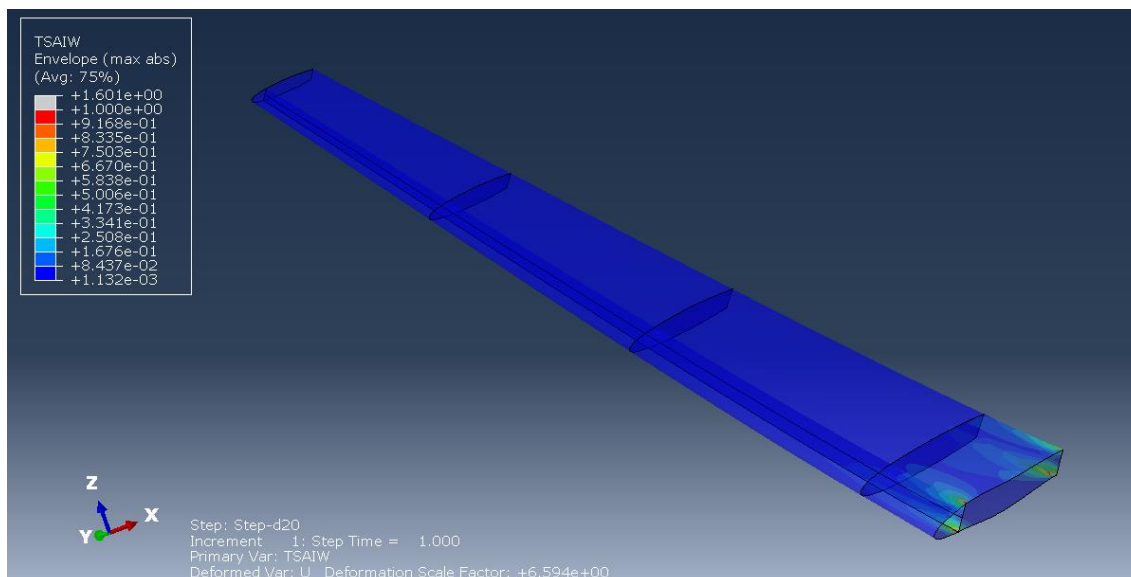


Figura 4-15. Estabilizador V.1: Criterio de Tsai-Wu con deflexión 20°.

El peso de la versión 1 de la estructura de la cola asciende a 0.259 kg.

## 4.3 Versión 2

### 4.3.1 Modelado

A la vista de los resultados obtenidos para la versión 1 se decide realizar una segunda iteración con el fin de optimizar el peso de la estructura sin comprometer su rigidez. Dado que los largueros se encontraban poco cargados se toma la resolución de eliminar material dándoles el mismo laminado que posee la piel pero, dado que este presenta su máxima resistencia a  $90^\circ$ , con la dirección de referencia perpendicular al larguero. Esta medida facilita además la construcción del tilt-rotor, ya que evita la necesidad de crear más laminados. En la Figura 4-16 se aprecia como ahora todas las regiones del modelo cuentan con la misma sección.

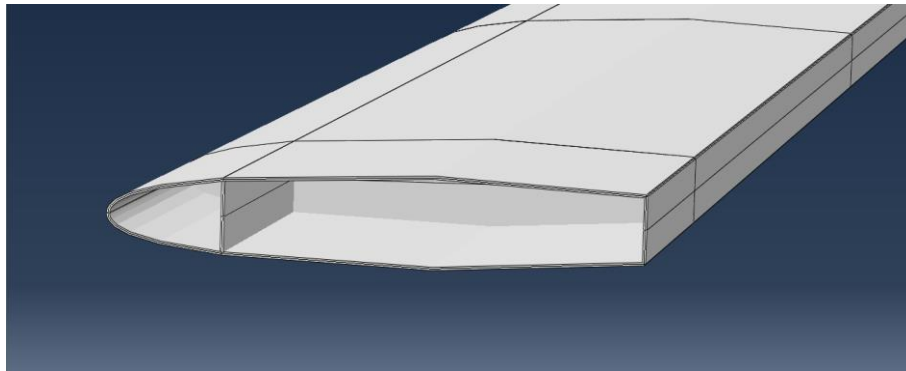


Figura 4-16. Sección única en la V.2 del estabilizador.

La geometría, el mallado, las interacciones y las cargas se mantienen invariables respecto al primer modelo, por lo que no es necesario repetir todo el proceso de definición.

### 4.3.2 Resultados

De nuevo se han analizado los mismos casos de carga que en la versión anterior, obteniéndose unos resultados aceptables a pesar de la disminución de peso.

#### 4.3.2.1 Pandeo

El primer modo de pandeo (Figura 4-17) se tiene para una carga crítica de 203.25 N aplicados en la punta de la cola por lo que no llega a alcanzarse, ya que aunque la sustentación total máxima es de 209.90 N esta no se aplica directamente en ese punto. Se han estudiado los modos de pandeo hasta un autovalor de 358.02 y no se ha hallado pandeo global en ningún caso, solo local en la piel.

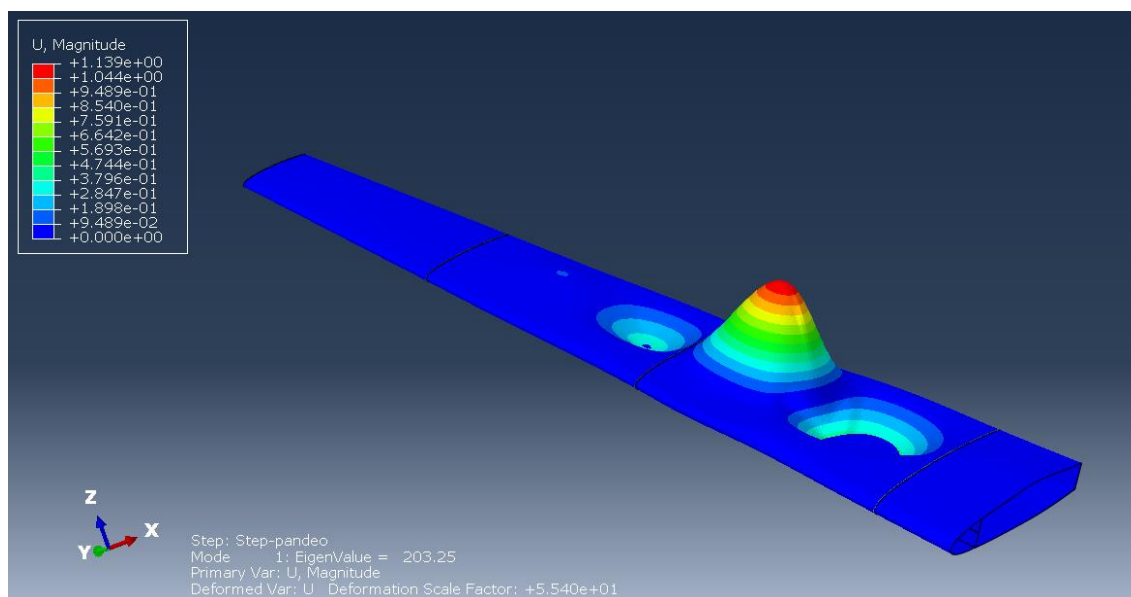


Figura 4-17. . Estabilizador V.2: Pandeo.

#### 4.3.2.2 Deflexión 0°

La reducción de material aumenta ligeramente los desplazamientos máximos en el estabilizador, si bien tan solo cambian 2 mm (Figura 4-18). En cuanto a las zonas con mayor riesgo de fallar, apenas se tienen variaciones en lo que a superficie afectada se refiere (Figura 4-19).

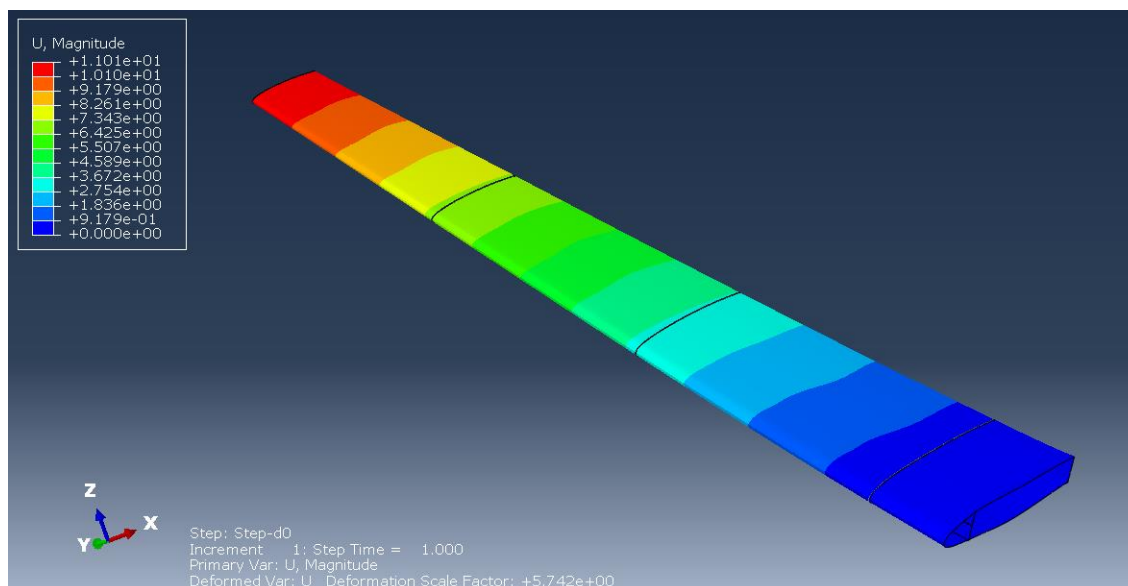


Figura 4-18. Estabilizador V.2: Desplazamientos con deflexión 0°.

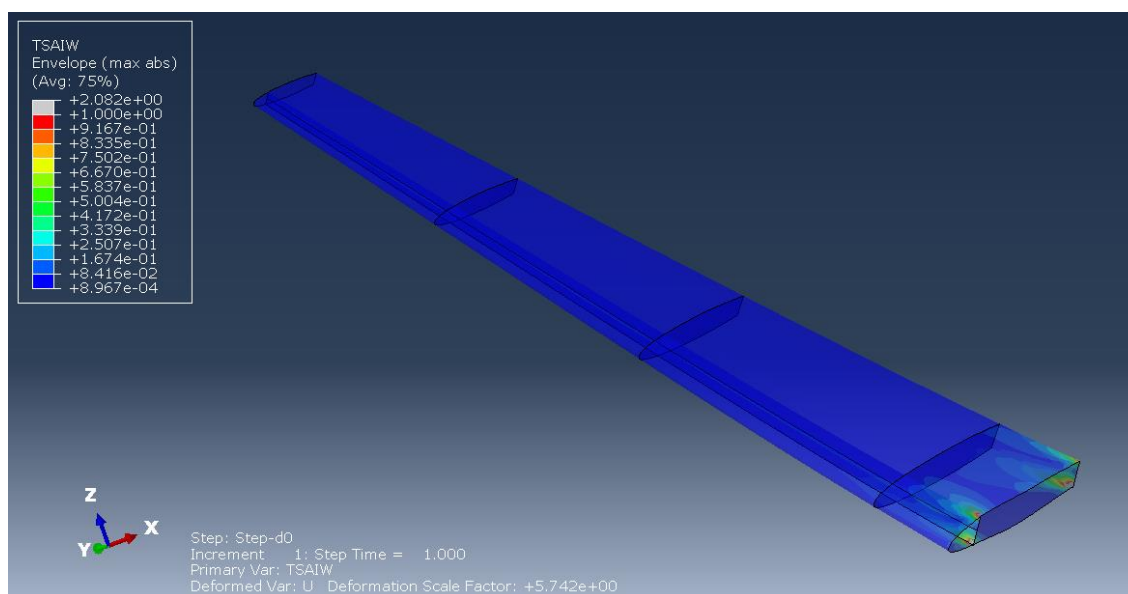


Figura 4-19. Estabilizador V.2: Criterio de Tsai-Wu con deflexión 0°.

### 4.3.2.3 Deflexión 20°

En este caso se aprecian las mismas variaciones respecto a deflexión 0° que en la versión anterior. De nuevo, los desplazamientos son similares (Figura 4-20) y las regiones más próximas al fallo se encuentran en el encastre (Figura 4-21).

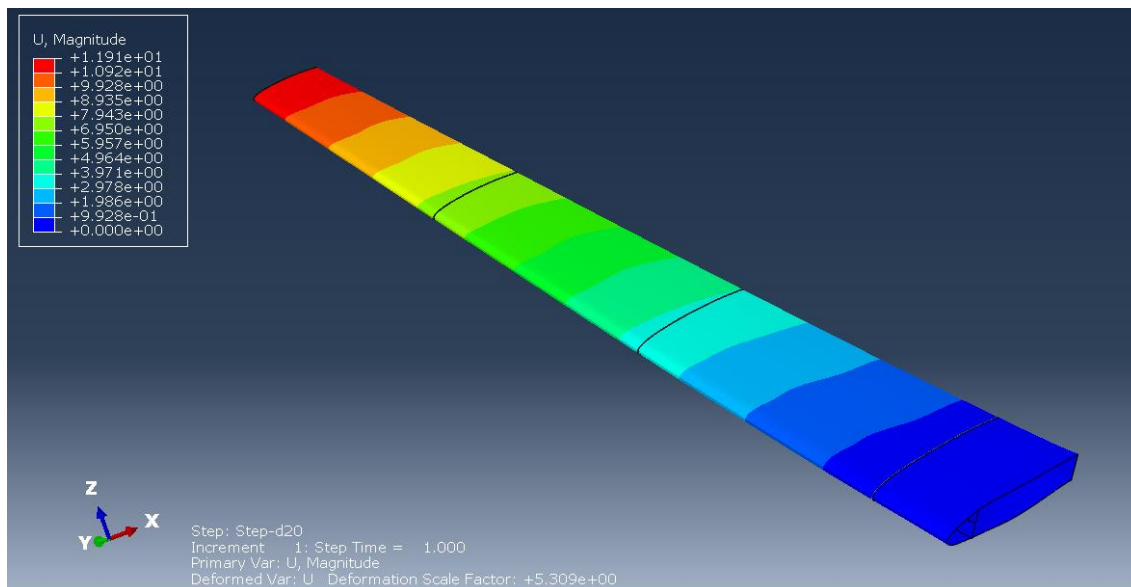


Figura 4-20. Estabilizador V.2: Desplazamientos con deflexión 20°.

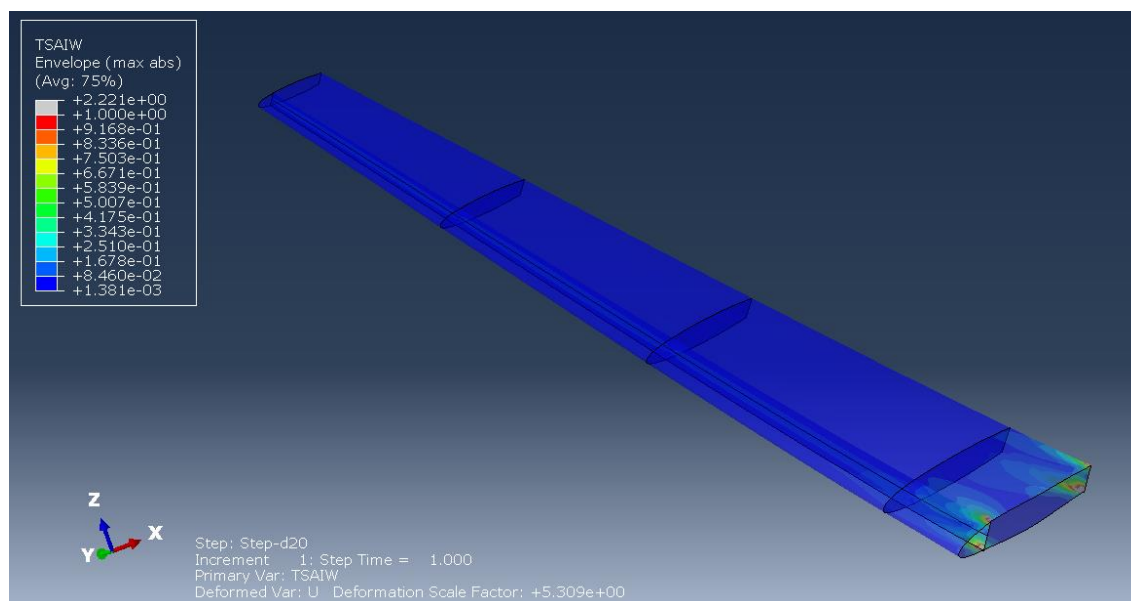


Figura 4-21. Estabilizador V.2: Criterio de Tsai-Wu con deflexión 20°.

A consecuencia de la disminución de capas en los apilados el peso de la estructura calculada se ha reducido a 0.236 kg.



# 5 FUSELAJE

## 5.1 Diseño geométrico

El diseño geométrico de la estructura del fuselaje sigue las mismas premisas que se aplicaron en el ala. Los fuselajes contruidos con materiales compuestos suelen presentar una piel de mayor espesor que los contruidos en aluminio, por lo que se reduce la dependencia de larguerillos que eviten el pandeo local de los paneles. En su lugar, presentan una estructura monocasco o semimonocasco con pocos larguerillos en la que tan solo se tienen algunos largueros para ayudar a la piel a soportar los esfuerzos de flexión a los que puede estar sometido el fuselaje. En cuanto al uso de cuadernas, su número se ve disminuido pero su ancho aumenta en compensación. Dependiendo el espesor de la piel se usa un número mayor o menor de ellas con el fin de mantener la geometría de la estructura.



Figura 5-1. Construcción del Lockheed Martin X-55 [17].

Un ejemplo muy ilustrativo de esta tendencia es el Lockheed Martin X-55. Se trata de un desarrollo experimental que tuvo lugar en el marco de la competición Advanced Composite Cargo Aircraft, en la que se intentaba rediseñar parte de la estructura de un avión existente para fabricarla en su totalidad en materiales compuestos. En la Figura 5-1, extraída de [17] podemos ver como el fuselaje de este avión poco tiene que ver con el del Fairchild-Dornier 328 en el que se basa, poseyendo una piel de gran espesor y pocas cuadernas de grandes dimensiones. Sin embargo, carece de larguerillos e incluso de largueros.

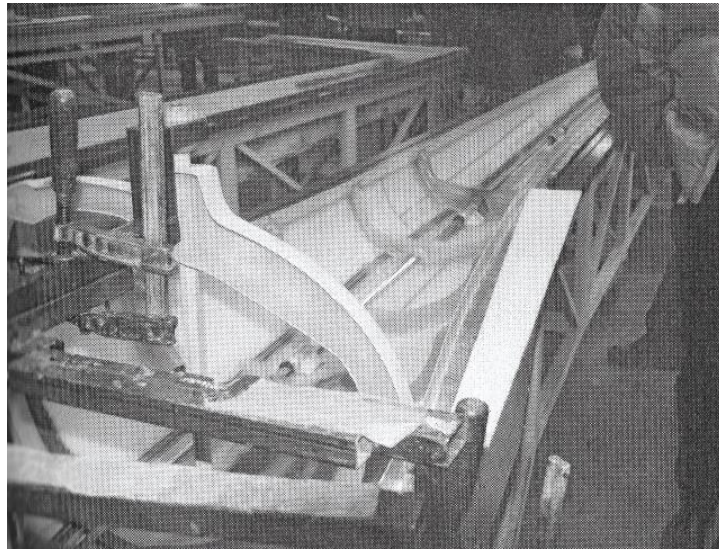


Figura 5-2. Construcción del fuselaje de un planeador [18].

La Figura 5-2 ha sido extraída de [18], en la se puede apreciar el fuselaje de un planeador construido en materiales compuestos durante su fabricación. En este tipo de aeronaves también se sigue la misma filosofía, presentando pocas cuadernas con anchura suficiente y ausencia total de larguerillos. De igual modo se puede apreciar en la Figura 5-3, extraída de [4], en la que se observa el fuselaje fabricado en material compuesto del del Beechcraft Starship.

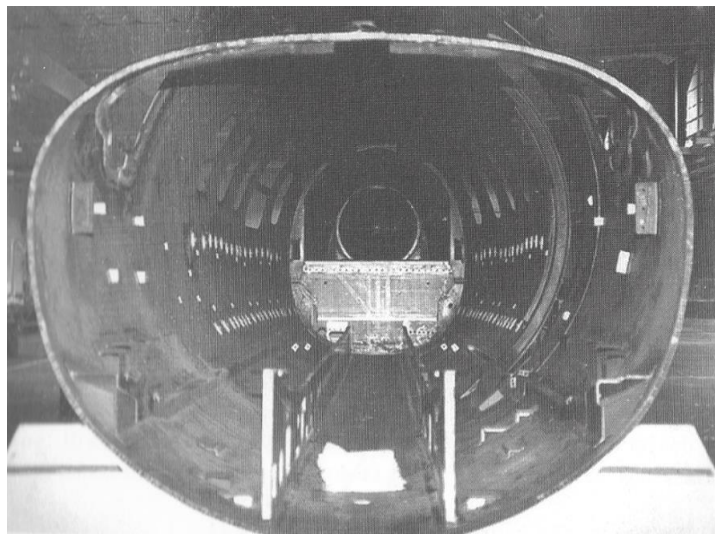


Figura 5-3. Fuselaje del Beechcraft Starship [4].

Atendiendo a los diseños considerados, se ha diseñado como primera iteración la siguiente estructura:

- **Diez cuadernas** de 2 cm de ancho, como se pueden apreciar en las Figuras 5-4, 5-5 y 5-6. Obsérvese que la unión entre el ala y el fuselaje está formada por la extensión de los largueros del ala, entre los que se tienen cuatro costillas de apoyo. Las cuadernas centrales forman una sola pieza con la continuación de los largueros y se encuentran a poco más de 10 cm de distancia. Las dos últimas cuadernas de la cola presentan un diseño similar y están separadas 11cm, mientras que el resto están distanciadas 20 cm entre sí. En la Figuras 5-5 se distingue con claridad la localización de las cuadernas del fuselaje.

- **Cinco largueros** de 2 cm de ancho que guardan simetría respecto del plano vertical. Cuatro de ellos pasan por las esquinas de las cuadernas mientras que el último recorre la base del fuselaje para garantizar su rigidez. La distribución espacial de los largueros puede apreciarse en la Figuras 5-6.
- **Estructura cruciforme** como soporte para la cola. Al llegar a la séptima cuaderna los largueros desaparecen para dar paso a dos superficies perpendiculares que ayudan a soportar los esfuerzos de flexión de la cola.

Excepto la superficie horizontal de este último componente, todas las piezas han sido definidas como planas para evitar la dependencia de moldes y facilitar su construcción.

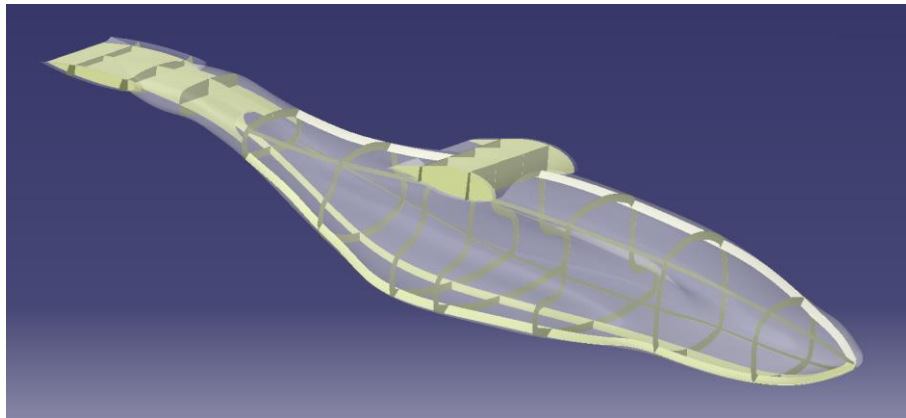


Figura 5-4. Estructura inicial del fuselaje (perspectiva).

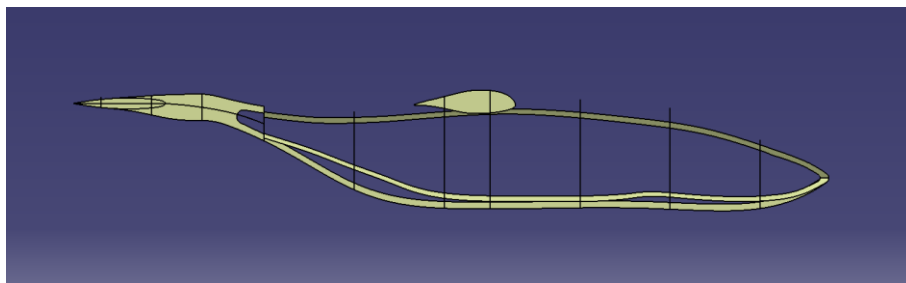


Figura 5-5. Estructura inicial del fuselaje (perfil).

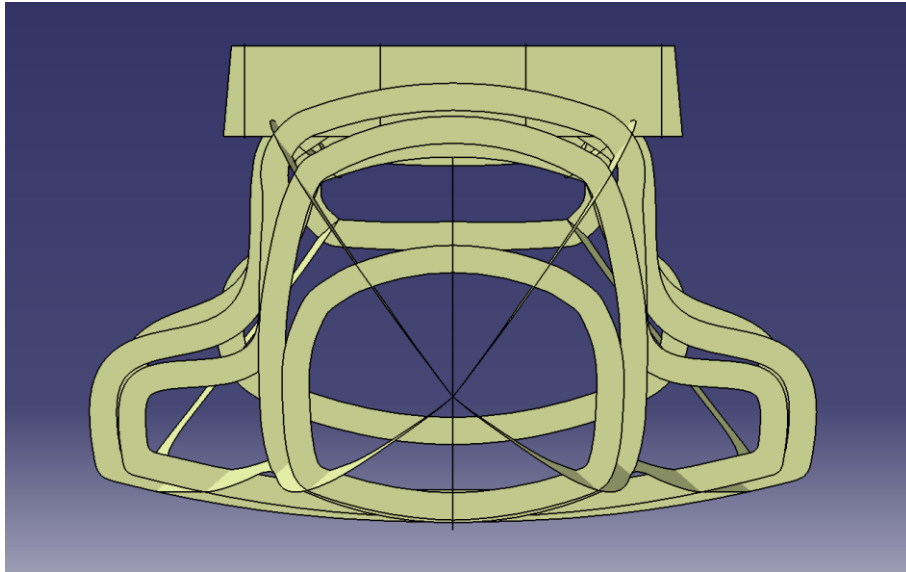


Figura 5-6. Estructura inicial del fuselaje (alzado).

El diseño expuesto hace uso pocas cuadernas y largueros de grandes dimensiones cuya función principal es ayudar a la piel soportar las fuerzas que se ejercen sobre el fuselaje. Sin embargo a la luz de los resultados obtenidos en el ala y la cola, se espera que la cubierta tenga un espesor muy reducido, por lo que se decide incrementar el número de largueros para evitar su pandeo. En compensación se ha reducido su anchura y la de las cuadernas a 1 cm, con lo que sólo se aumenta un 5% el peso. La estructura resultante se puede observar en las Figuras 5-7, 5-8 y 5-9 y se compone de:

- Diez cuadernas que siguen la misma distribución que en el caso anterior, es decir, tienen una separación de 20 cm excepto las que se unen con los largueros del ala y la cola, que tienen 10 y 11 cm respectivamente. Al reducir la anchura de las cuadernas se prevé que las esquinas rentrantes de las cuadernas centrales causen problemas a la hora de soportar los componentes internos de la aeronave. Sin embargo, se espera que las protuberancias que provocan estas curvas desaparezcan en diseños posteriores del fuselaje, por lo que se ha tomado la determinación de cerrarlas para hacer cuadrada la sección resistente.
- Ocho largueros toman la distribución de la Figura 5-9, en la que se aprecia que, además de las posiciones anteriores, ahora pasan por el punto medio de los laterales de las cuadernas así como por la línea superior del fuselaje. El larguero que lo consigue se une además con una de las tres costillas que unen los largueros del ala, lo que se espera que rigidice el conjunto. En cuanto a la cola ahora está formada por tres superficies verticales y una horizontal, lo que favorece el comportamiento de la estructura ante fuerzas verticales en su parte posterior. Gracias a esto se ha podido eliminar material de la cola respecto al diseño anterior a pesar de haber aumentado el número de componentes.

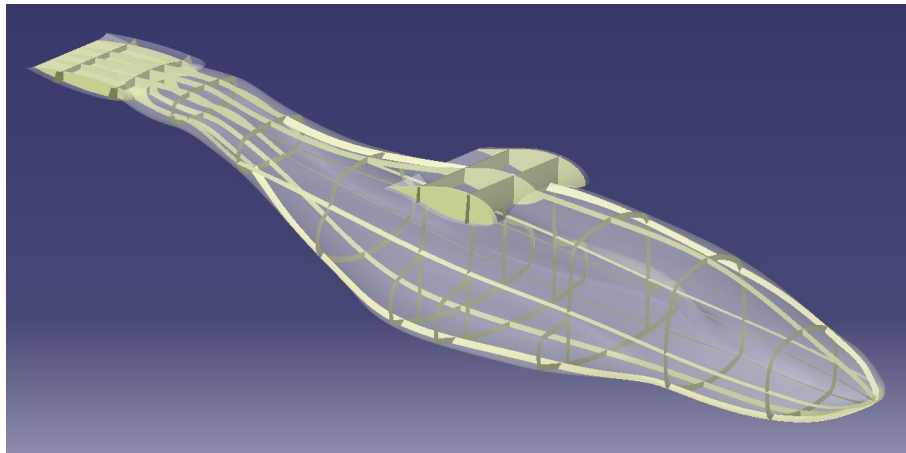


Figura 5-7. Estructura final del fuselaje (perspectiva).

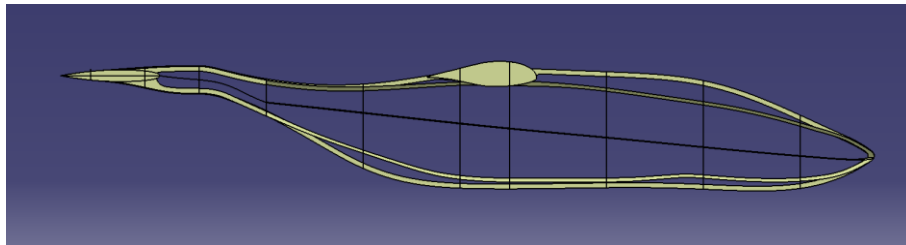


Figura 5-8. Estructura final del fuselaje (perfil).

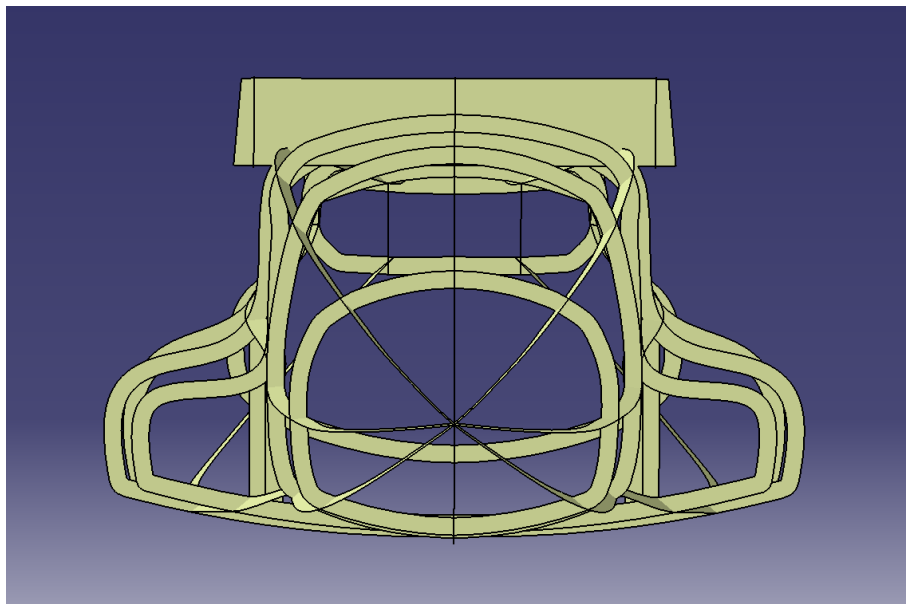


Figura 5-9. Estructura final del fuselaje (alzado).



## 5.2 Versión 1

Se espera que esta estructura ofrezca buenos resultados aun siendo más convencional que la expuesta inicialmente. No se debe olvidar que, además de las cargas analizadas, debe ser capaz de soportar cargas imprevistas fruto de la operación normal de la aeronave, por lo que conviene rigidizar la piel con ayuda de un mayor número de largueros del que se tenía inicialmente. Dado que tanto la geometría como las cargas son simétricas<sup>1</sup>, sólo se ha modelado una de las mitades del fuselaje para reducir el tiempo de cálculo.

### 5.2.1 Modelado

#### 5.2.1.1 Geometría

Al igual que en el caso del ala y la cola se ha realizado una importación directa de la geometría desde CATIA V5. Como resultado se definen cuatro *parts* distintas que agrupan: la cola, es decir, la superficie horizontal y vertical correspondiente; las cuadernas; los largueros, hasta la séptima cuaderna, y la costilla de unión de los largueros; y la cubierta. Todas ellas son del tipo tridimensional, deformable y *shell*. En la Figura 5-10 podemos apreciar cada una de estas partes por separado. Obsérvese que la superficie que compone la piel del fuselaje es extremadamente compleja debido a su definición en CATIA. Véase también que el modelo mostrado ya cuenta con las divisiones necesarias para definir las interacciones y los materiales de las partes. La creación del *assembly* no es difícil gracias a la conservación de las posiciones tras la importación.

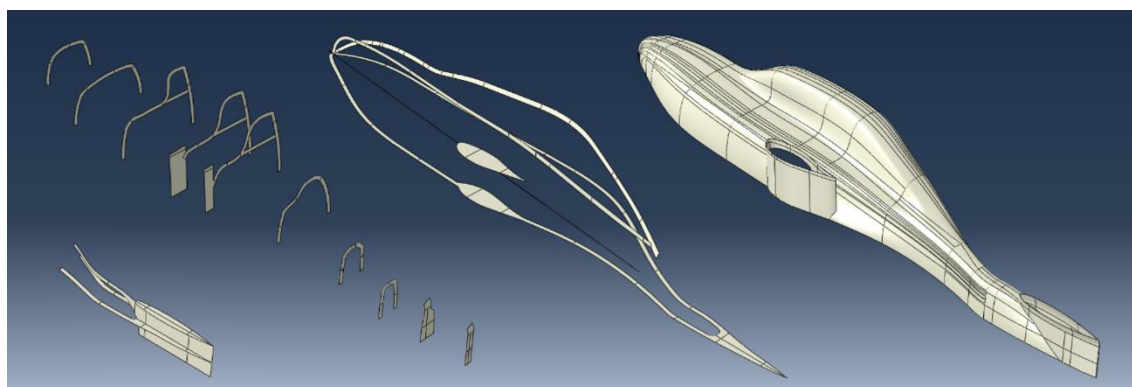


Figura 5-10. *Parts* del modelo del fuselaje.

#### 5.2.1.2 Material

También aquí se aplican las mismas láminas de material compuesto ya presentadas anteriormente, cuyas propiedades podemos encontrar en la Tabla 0-2. Como primera iteración se propone seguir una distribución similar a la de las versiones 1 del ala y la cola, es decir:

- Apilado de las cuadernas que continúan los largueros de ala y cola:  
[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90]<sub>s</sub>

Es decir, 13 láminas que suman en total 1.69 mm de espesor.

<sup>1</sup> Nota: realmente la estructura no es simétrica respecto al plano XZ, ya que el laminado no lo es. Por ejemplo, la capa exterior forma un ángulo de +45° con el eje X a un lado y al otro de este plano. Sin embargo, todos los apilados mantienen emparejadas las capas de +45° con las de -45°, por lo que el error que se comete al asumir simetría es muy pequeño.

- Apilado de todas las demás superficies:

$$[45, -45, 90, 0]_s$$

Es decir, 7 láminas que suman en total 0.91 mm de espesor.

- Apilado de los largueros centrales del fuselaje:

$$[45, -45, 90, 0]$$

La lámina a  $0^\circ$  presenta un espesor de 0.065 mm, por lo que suman 0.455 mm. Dado que se ha hecho uso del plano de simetría del modelo para partir la geometría en dos, hay que dividir estos largueros por la mitad.

En la Figura 5-11 se pueden apreciar los distintos apilados por color. El espesor de las superficies renderizadas se corresponde con el real.

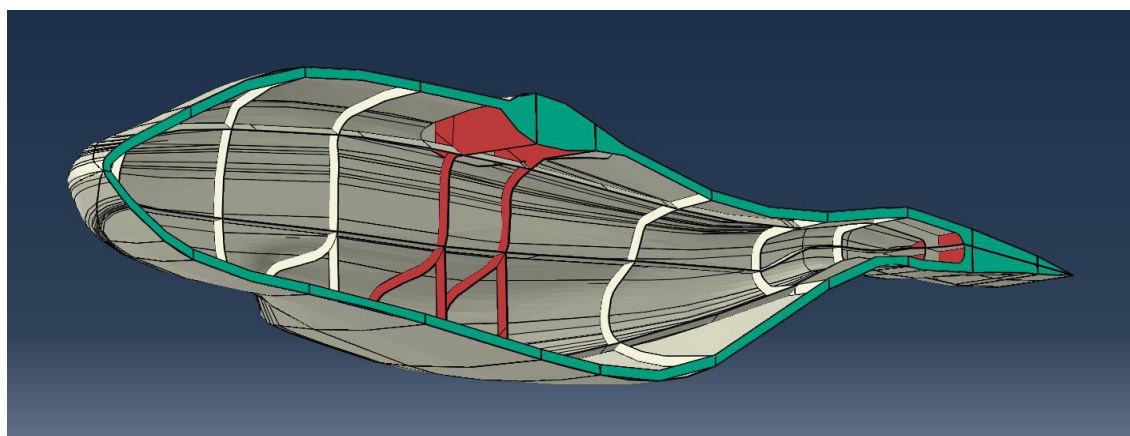


Figura 5-11. Apilados del fuselaje por zonas.

### 5.2.1.3 Mallado

El tamaño de los elementos ha sido fijado como aproximadamente 2 mm y se han usado cuatro técnicas de mallado distintas: *Quad Structured*, *Quad Sweep*, *Quad Free* y *Quad-dominated Free*. Además de los elementos cuadriláteros tipo *shell* S4R, también se han usado S3, similares a los anteriores pero triangulares. Resulta necesario usar estos elementos en ciertos lugares donde es mejor recurrir a estos que tener cuadriláteros muy deformados. La creación de la malla ha sido especialmente compleja en este modelo, por lo que conviene analizar cada una de sus partes por separado.

#### 5.2.1.3.1 Largueros

En el conjunto se han creado 27,974 elementos S4R y 13 elementos S3R, todos ellos en la cola del tilt-rotor. En la Figura 5-12 se resaltan en amarillo las zonas con técnica de mallado *Quad Sweep* y en rosa las que cuentan con *Quad Free* y *Quad-dominated Free*. Verificando el mallado realizada en esta *part* sólo se encuentran avisos en ciertos elementos de los largueros centrales cuyos lados forman ángulos ligeramente superiores a  $160^\circ$ . Además de no estar en una zona crítica, observando la malla en detalle se comprueba que esta es más que aceptable, por lo que no supone un problema para la precisión. En las Figuras 5-13, 5-14 y 5-15 se observan detalles de los puntos más conflictivos de la malla, estando resaltados los elementos en los que se tienen avisos.

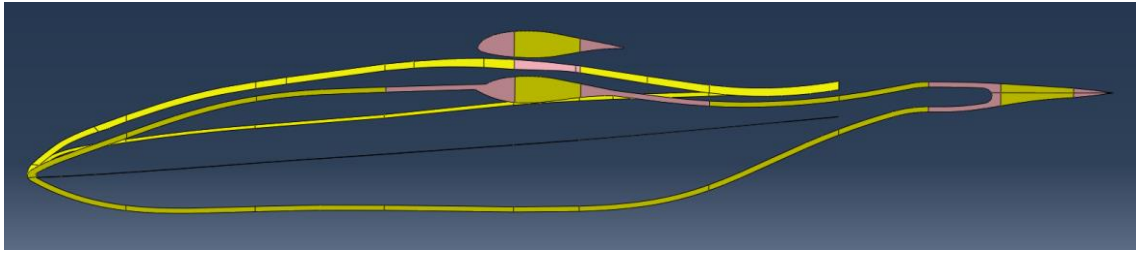


Figura 5-12. Técnicas de mallado de los largueros por zonas.

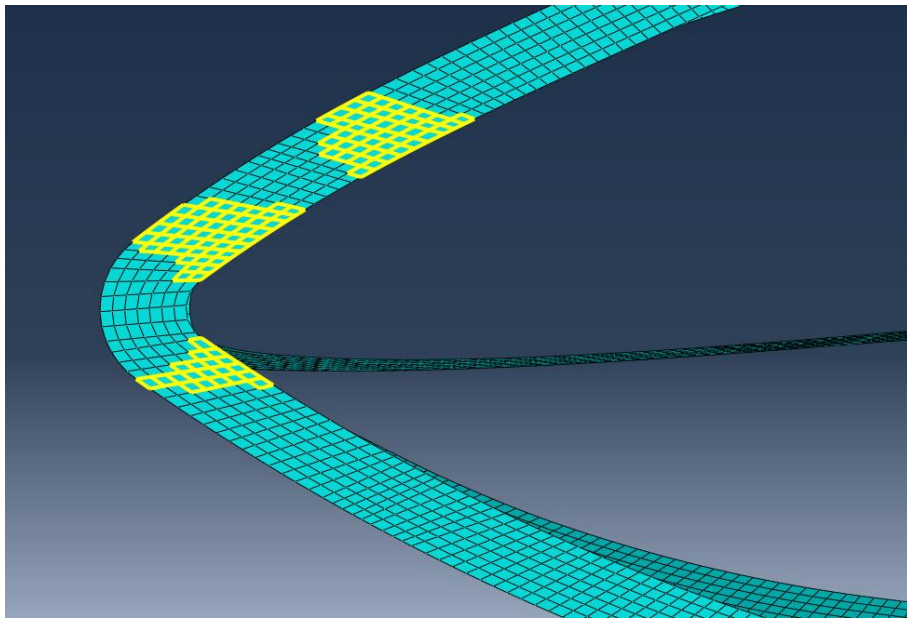


Figura 5-13. Detalle de la malla de los largueros.

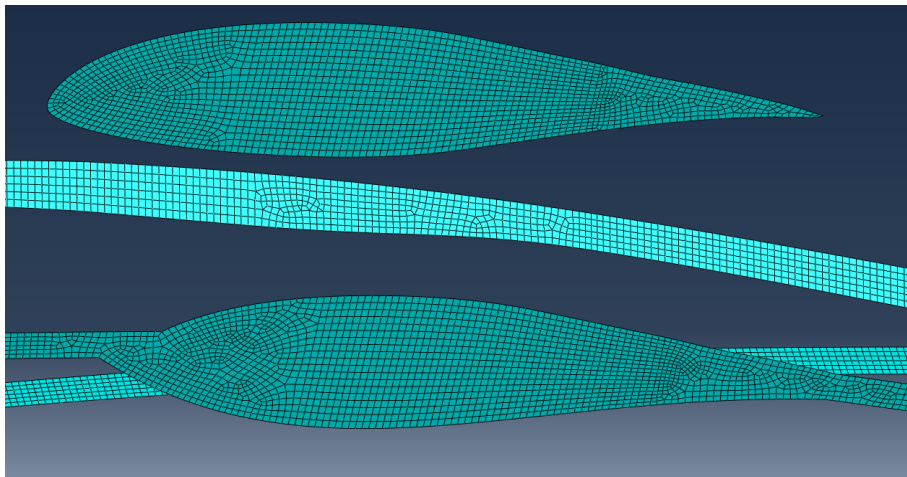


Figura 5-14. Detalle de la malla de los largueros.



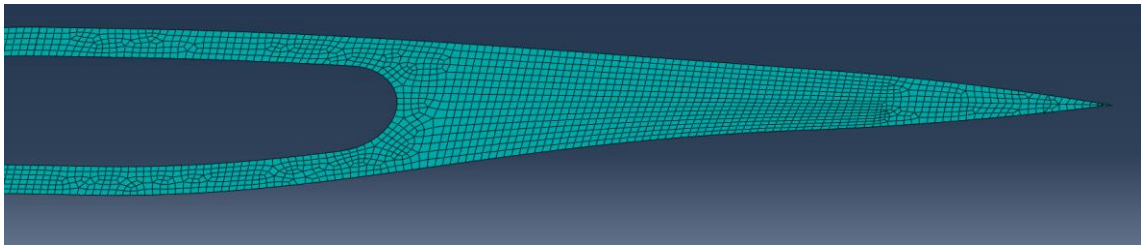


Figura 5-15. Detalle de la malla de los largueros.

#### 5.2.1.3.2 Cuadernas

En el conjunto de las cuadernas se han generado 12,981 elementos y, de todos ellos, 300 presentan avisos al verificar el mallado. Sin embargo, encontramos de nuevo que la advertencia se debe a los ángulos de los elementos, que de por sí conforman cualitativamente una buena malla. Tan solo 13 elementos son triangulares, y su inclusión se debe a evitar elementos cuadriláteros excesivamente deformados. De nuevo se muestran las técnicas de mallado por zonas en la Figura 5-16 y detalles de las zonas más críticas de la malla en las Figuras 5-17, 5-18, 5-19 y 5-20.

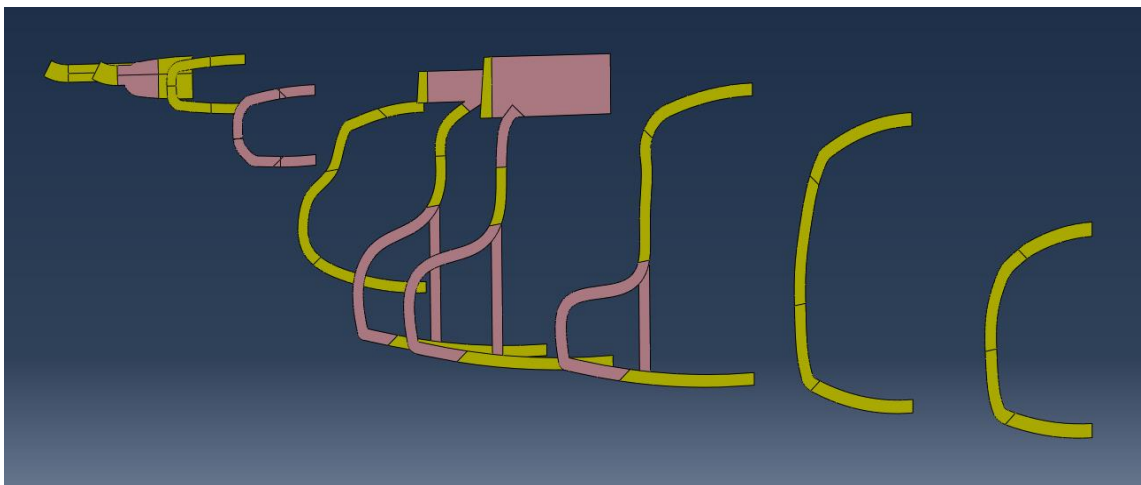


Figura 5-16. Técnicas de mallado de las cuadernas por zonas.

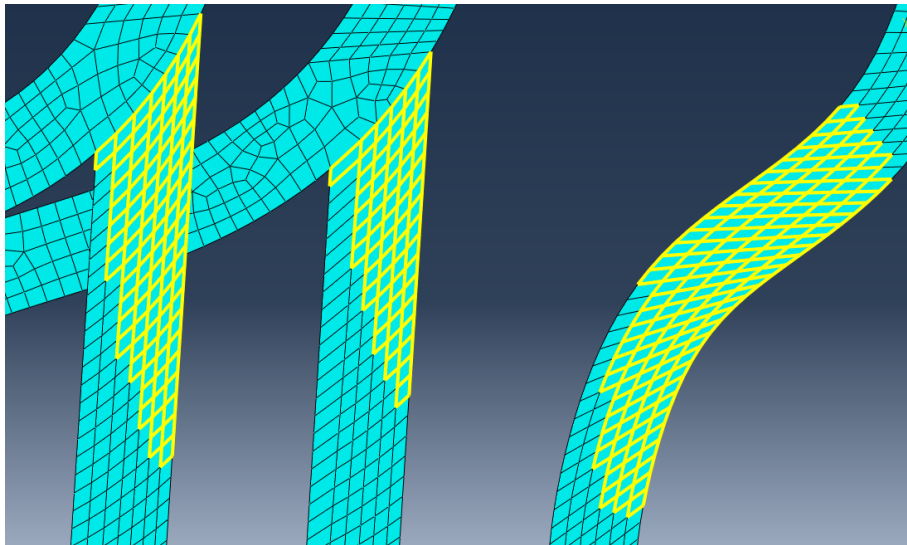


Figura 5-17. Detalle de la malla de las cuadernas.

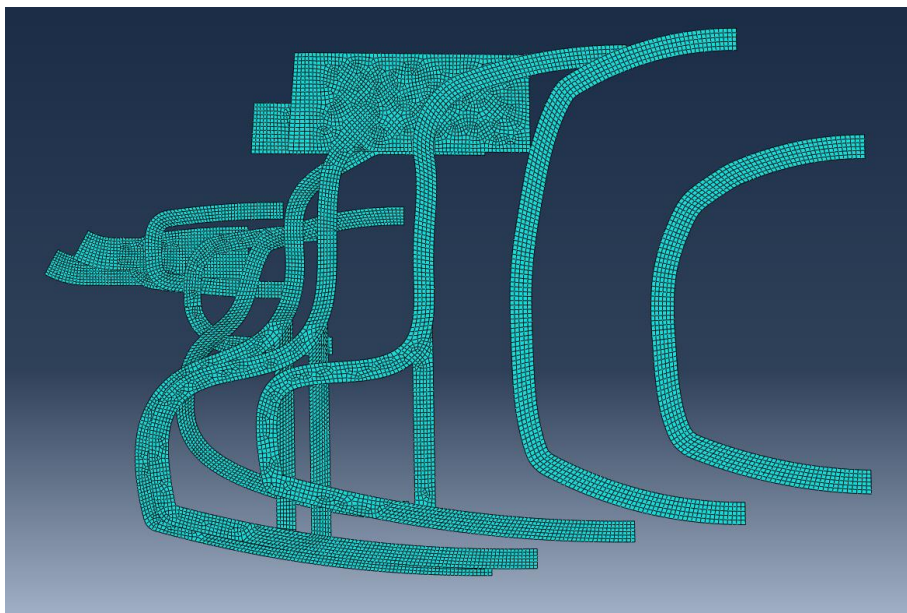


Figura 5-18. Detalle de la malla de las cuadernas.

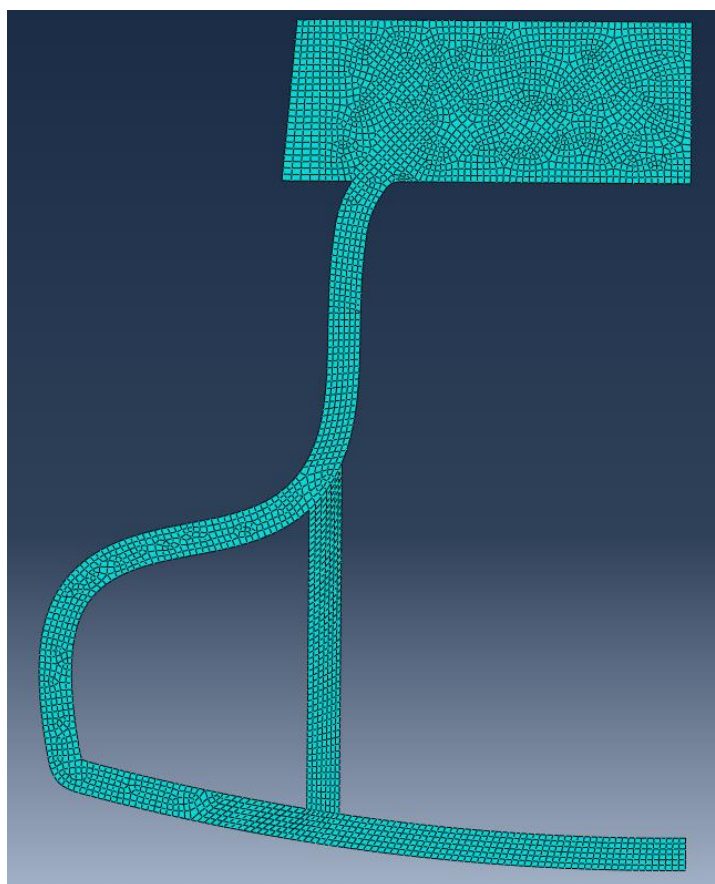


Figura 5-19. Detalle de la malla de las cuadernas.

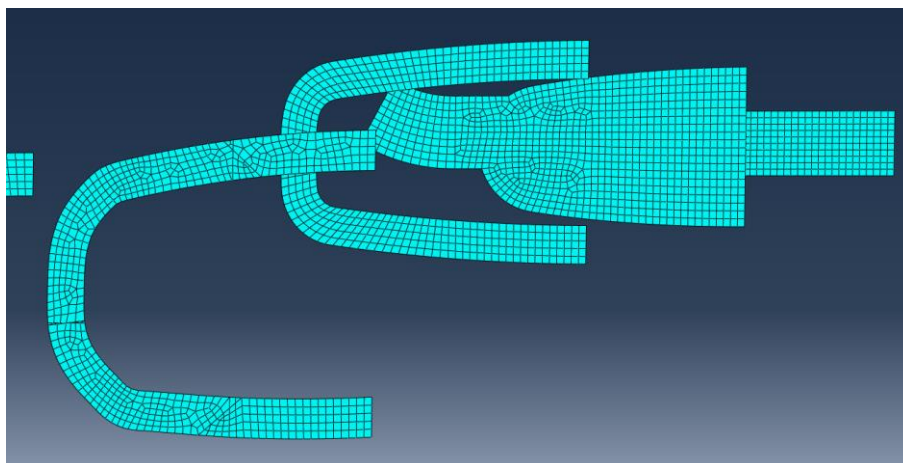


Figura 5-20. Detalle de la malla de las cuadernas.

### 5.2.1.3.3 Cola

Este componente cuenta con 8238 elementos, 17 de los cuales son triangulares. Verificando el mallado no se obtienen avisos de ningún tipo. En la Figura 5-21 se muestran las técnicas de mallado aplicadas (marcando el verde como *Quad Structured*) y en la Figura 5-22 la malla resultante.

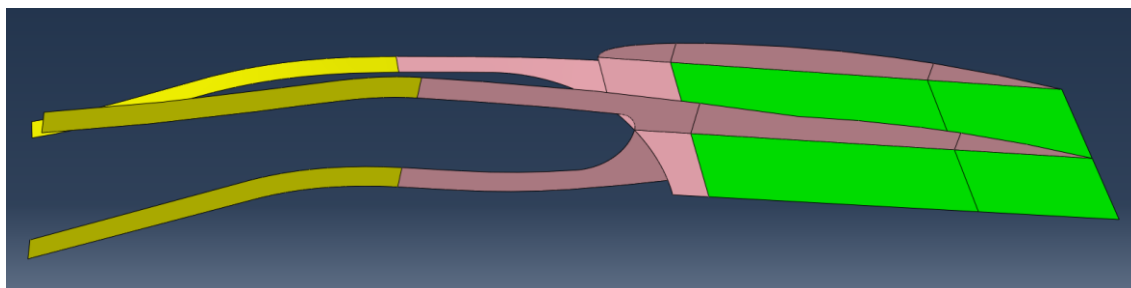


Figura 5-21. Técnicas de mallado de la cola por zonas.

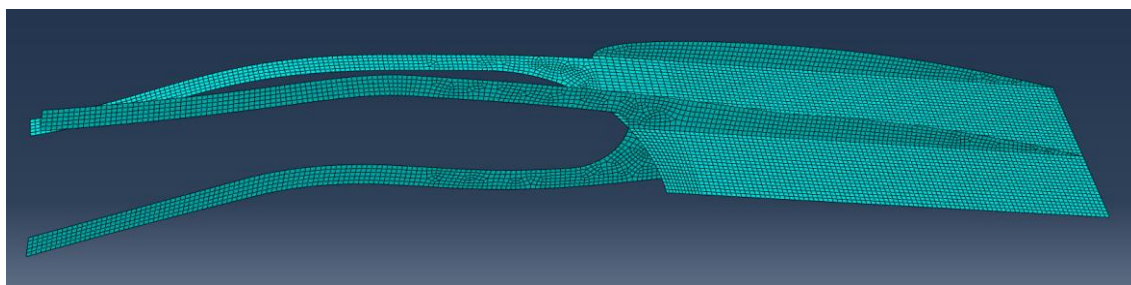


Figura 5-22. Detalle de la malla de la cola.

### 5.2.1.3.4 Cubierta

El principal problema que presenta esta *part* es que no se pueden eliminar todas las divisiones geométricas debido a que se pierde precisión en el modelo de la piel. Por tanto, se debe buscar el equilibrio entre una definición ajustada y unas superficies que produzcan un mallado sencillo. Debido a su particular definición geométrica y a las divisiones necesarias para realizar los *ties*, este componente ha necesitado un total de 150 uniones de borde entre superficies. Al tratarse de particiones con una geometría muy particular, además de *Quad Structured* y *Quad Sweep* se han aplicado técnicas de mallado *Quad Free* y *Quad-dominated Free*, dándole libertad de operación al algoritmo de mallado de ABAQUS. Esto evita crear restricciones innecesarias en las semillas que imposibiliten armonizar el mallado entre las distintas particiones. En la Figura 5-23 se observa la distribución de técnicas de mallado: verde *Quad Structured*, amarillo *Quad Sweep* y rosa *Quad Free* y *Quad-dominated Free*.

En total se han generado 147,803 elementos, siendo tan solo 67 triangulares. Tras verificar el mallado se han encontrado 315 avisos, todos ellos debidos a elementos rectangulares con ángulos mayores a 160° y situados en zonas no críticas. En las figuras 5-24 a la 5-31 se muestran las zonas más complicadas de la malla, resaltando en amarillo los elementos en los que se tienen avisos.



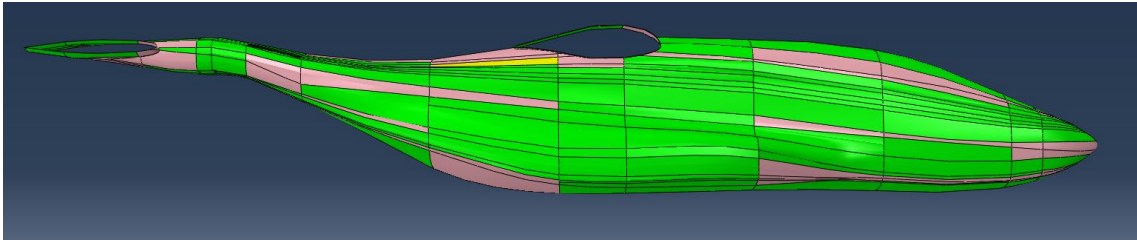


Figura 5-23. Técnicas de mallado de la cubierta por zonas.

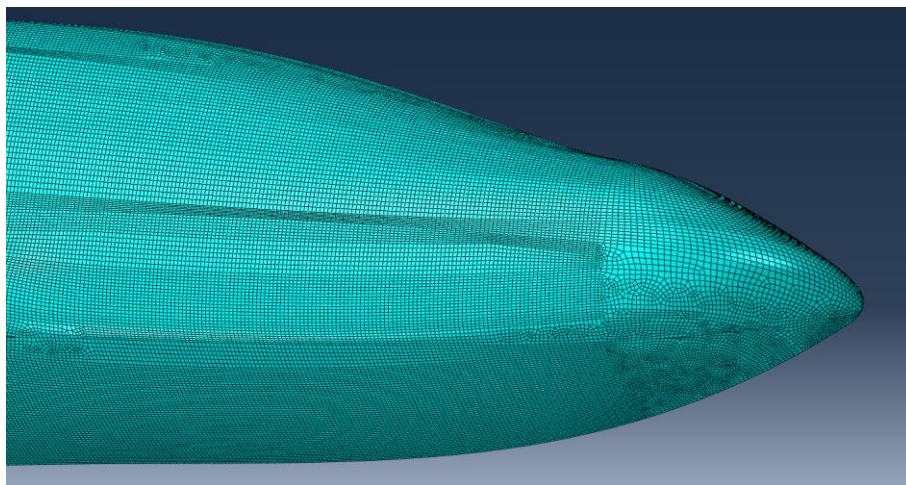


Figura 5-24. Detalle de la malla de la cubierta.

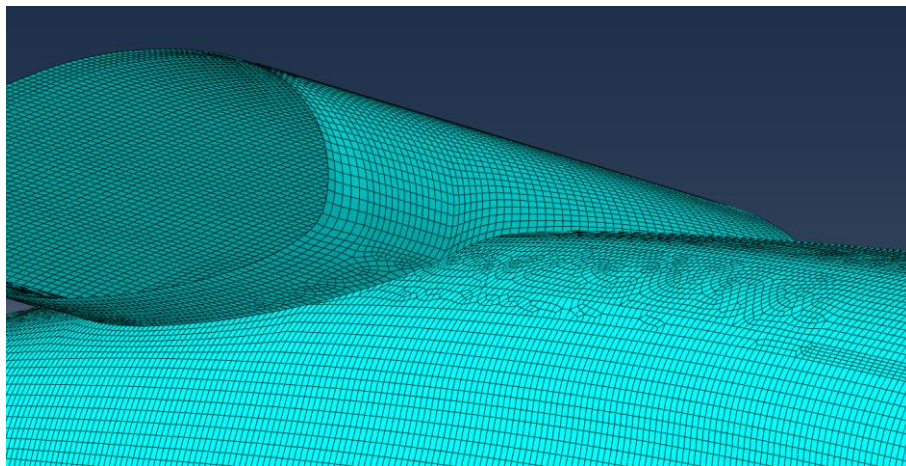


Figura 5-25. Detalle de la malla de la cubierta.

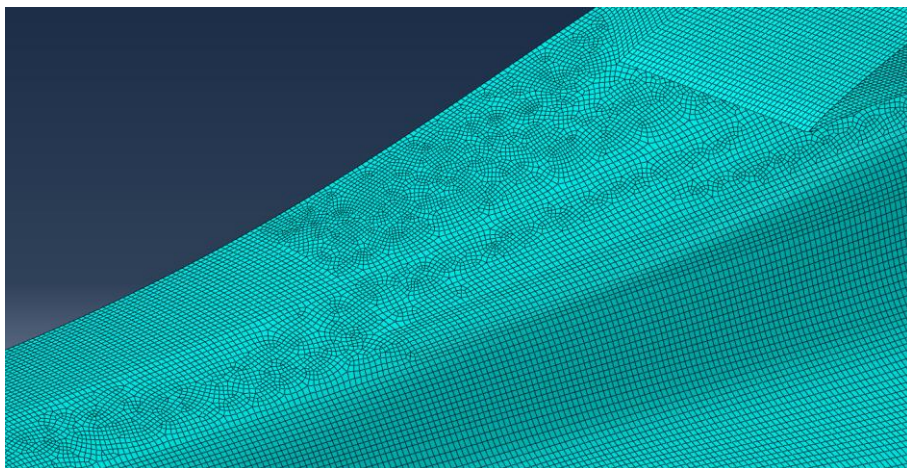


Figura 5-26. Detalle de la malla de la cubierta.

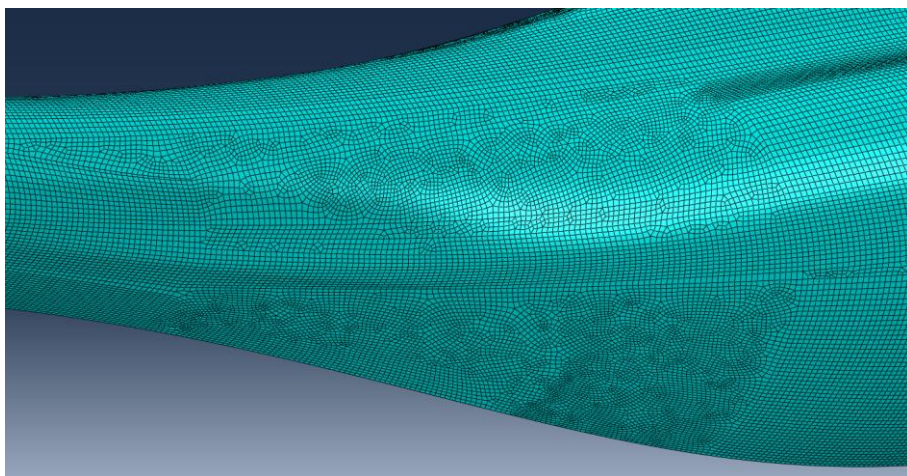


Figura 5-27. Detalle de la malla de la cubierta.

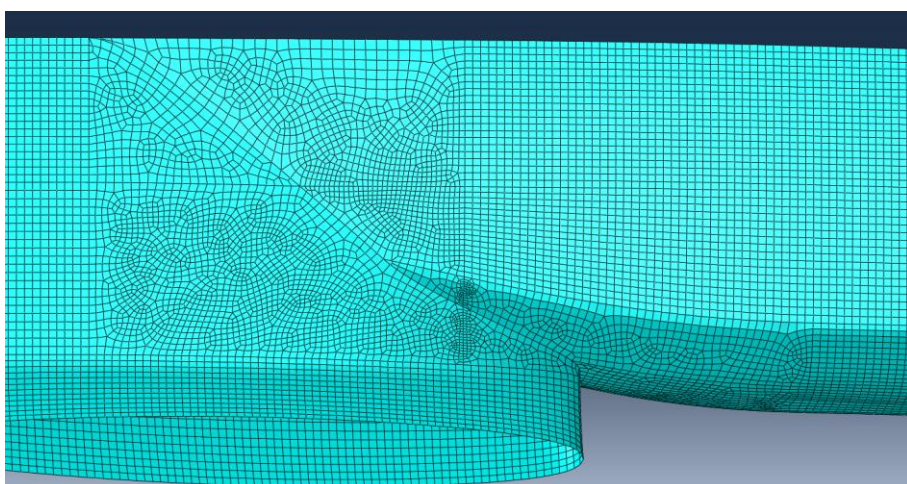


Figura 5-28. Detalle de la malla de la cubierta.



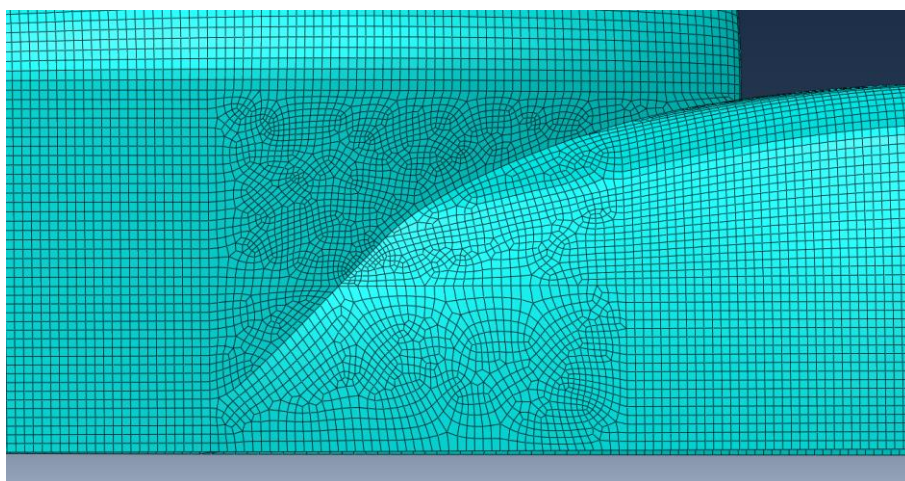


Figura 5-29. Detalle de la malla de la cubierta.

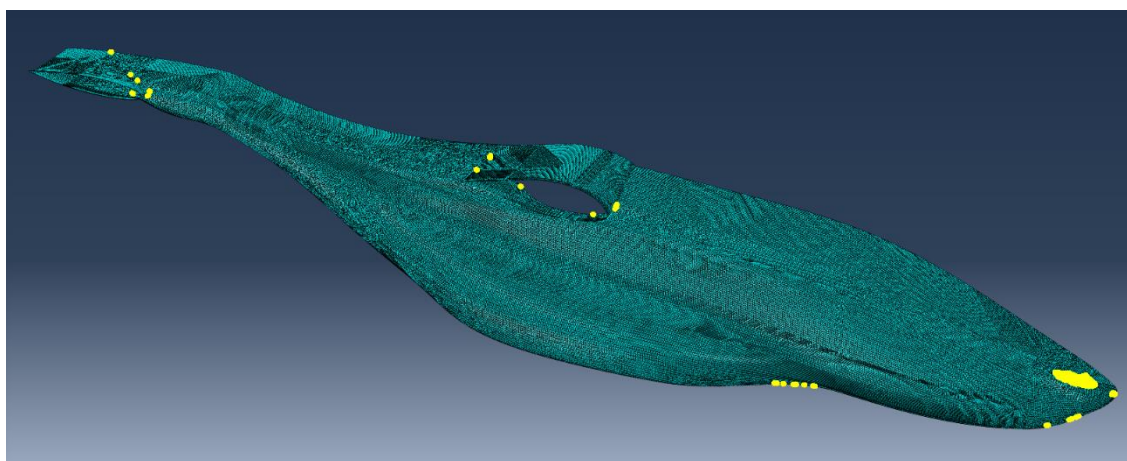


Figura 5-30. Detalle de la malla de la cubierta.

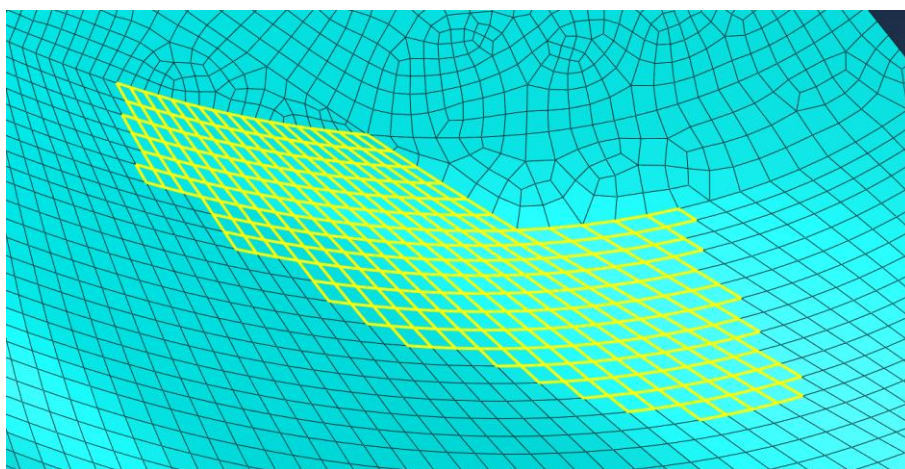


Figura 5-31. Detalle de la malla de la cubierta.

#### 5.2.1.4 Interacciones

Las uniones entre las cuatro *parts* que componen la estructura del fuselaje se han definido como *ties* entre las superficies comunes. La norma seguida para determinar los nodos maestros y esclavos dicta que los nodos maestros serán los de la piel y, en caso de que esta no intervenga en la unión, los de los largueros.

Asimismo también se han definido cuatro puntos de referencia en los lugares que ocupan los centros de gravedad de los distintos componentes internos del tilt-rotor. Dichas posiciones se pueden consultar en la Tabla 2-1. Posteriormente se han creado *couplings* entre estos puntos y las cuadernas más cercanas a fin de que el peso de los componentes se transmita a la estructura. Este tipo de unión simula un sólido rígido empotrado a la línea de nodos esclavos, que son en este caso las fronteras interiores de las cuadernas. Pese a que no se refleje bien el comportamiento real de la carga dentro del fuselaje, no se ha sido aún detallado cómo va a ir apoyada en él, por lo que se fija esta relación de forma preliminar. En la Figura 5-32 se pueden apreciar todas las interacciones definidas en el fuselaje.

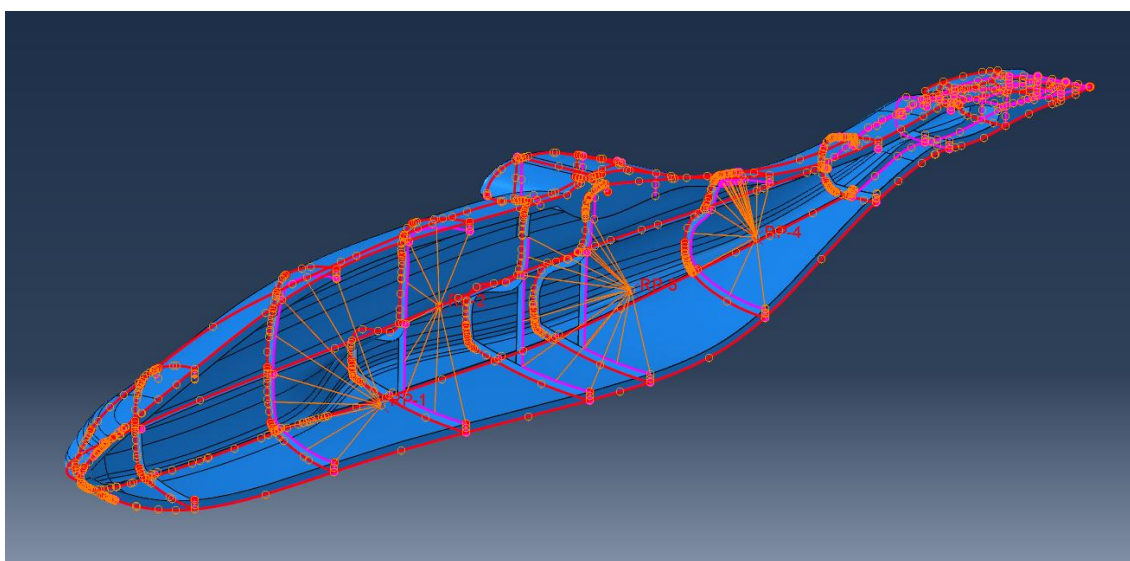


Figura 5-32. Interacciones del modelo del fuselaje.

#### 5.2.1.5 Cargas

Además de la aceleración de la gravedad se han definido cargas puntuales en los centros de gravedad de los componentes internos para representar su peso. Recuérdese que la masa de cada uno de ellos se encuentra en la Tabla 2-4, pero téngase en cuenta que al haber aplicado la simetría, sólo se debe implementar la mitad de peso de cada elemento. En este caso, al igual que en los anteriores, todas las cargas van multiplicadas por el factor de carga última.

Las condiciones de contorno en desplazamientos han sido impuestas como: condición de simetría respecto al plano XZ, es decir, desplazamientos en Y, y rotaciones alrededor de los ejes X y Z impedidos; y empotramiento en el tramo de la costilla central situado entre los largueros del ala. Esta última condición se ha impuesto para evitar desplazamientos y rotaciones de la estructura como sólido rígido.



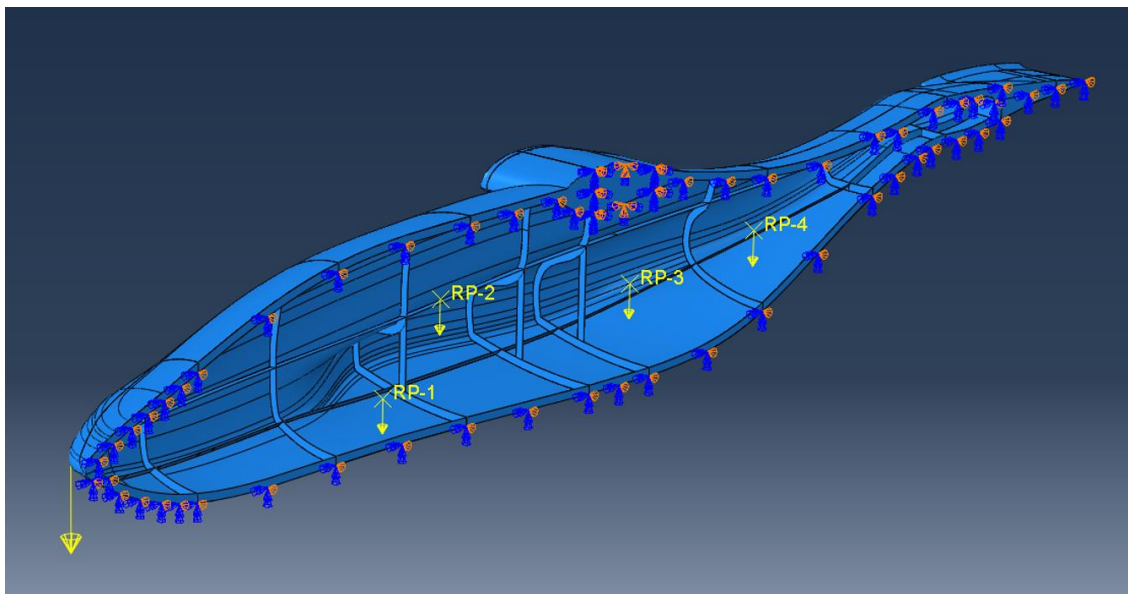


Figura 5-33. Cargas y condiciones de contorno del modelo del fuselaje.

No se han definido las cargas asociadas al ala y la cola, ya que se ha tomado la resolución de realizar el análisis de los tres componentes de la estructura directamente en conjunto para garantizar la precisión de los resultados. En la Figura 5-33 se aprecian todas las condiciones de contorno en fuerzas y desplazamientos impuestas al modelo.

## 5.3 Versión 2

Tras la redefinición de los modelos del ala y la cola se ha procedido a actualizar el modelo del fuselaje para garantizar la coherencia entre la estructura. Los cambios principales se deben a la adición de los pies del larguero delantero del ala, que modifica tanto la geometría como los apilados del modelo.

### 5.3.1 Modelado

#### 5.3.1.1 Geometría

El modelo lo componen las mismas cuatro *parts* que se tenían en la versión anterior, es decir: piel, cuernas, largueros y cola. De ellas tan sólo la piel ha necesitado ser modificada por la actualización del ala con la definición de las nuevas zonas que continúan las particiones de los pies del larguero. Se ha tomado la decisión de extender estas superficies a lo largo de la piel con el fin de reforzar el encastre, como se puede observar en la Figura 5-34.

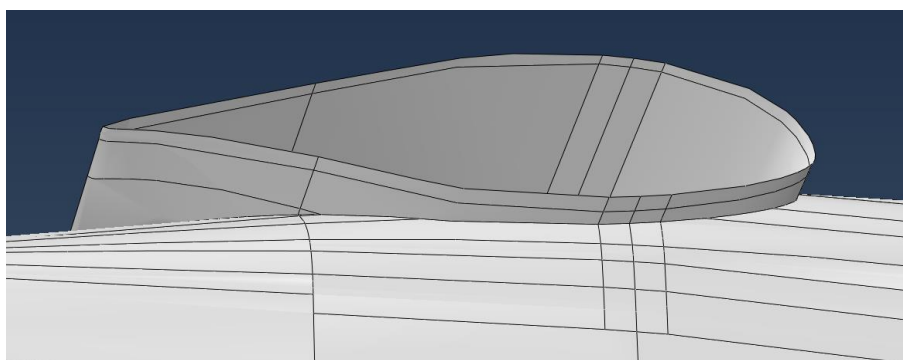


Figura 5-34. Modificación de la cubierta del fuselaje.

### 5.3.1.2 Material

Las láminas definidas son las mismas que vienen siendo utilizadas en toda la estructura, siguiendo un apilamiento similar a la segunda versión del ala:

- Apilado de la continuación del larguero delantero del ala:

$$[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90]_s$$

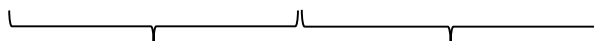
Es decir, 14 láminas que suman en total 1.82 mm de espesor. Puede comprobarse que este apilado se corresponde con el definido para el larguero del ala.

- Apilado de las secciones de los pies del larguero delantero del ala:

$$[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]$$

Y

$$[-45, 45, 0, -45, 45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]$$



Mitad del larguero

Piel

En total forman 14 capas con un espesor total de 1.82 mm.

- Apilado del resto de elementos exceptuando los largueros centrales:

$$[45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]$$

Suman 7 láminas que implican 0.91 mm de espesor. Es el mismo apilado que compone la cola y la cubierta del ala.

- Apilado de los largueros centrales del fuselaje:

$$[45, -45, 90, 0]$$

La lámina a  $0^\circ$  presenta un espesor de 0.065 mm, por lo que suman 0.455 mm.

En la Figura 5-35 se pueden distinguir los distintos apilados y sus zonas de aplicación. Obsérvese que se ha dejado que parte de la continuación del larguero forme parte de la cuaderna para dotar a esta zona de mayor rigidez, pero esta no tiene el mismo apilado en su totalidad como ocurría en la primera versión.

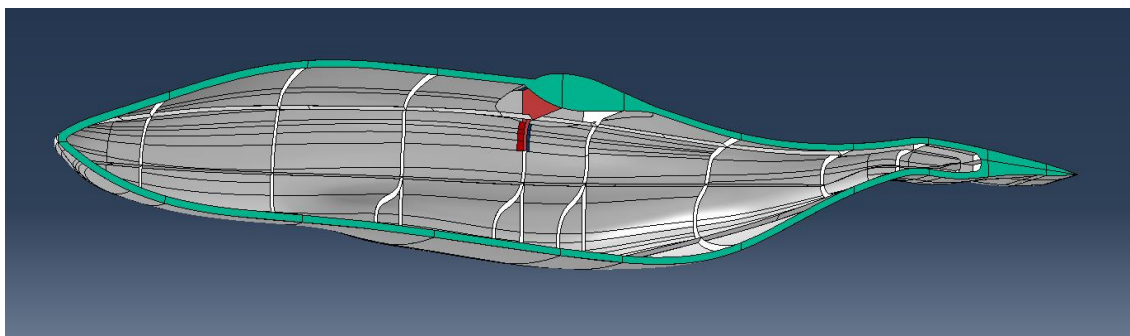


Figura 5-35. Secciones del fuselaje V.2 por zonas.

### 5.3.1.3 Mallado, Interacciones y Cargas

Puesto que los cambios realizados afectan sólo a la distribución de los apilados, los cambios en estos apartados son mínimos con respecto al modelo anterior. La modificación de la geometría apenas altera el mallado, puesto que tan solo obliga a remallar las zonas definidas en la unión del ala y el fuselaje. Los cambios en las secciones y el mallado se observan en la Figura 5-36. En cuanto a las interacciones y las cargas solo han debido corregirse ciertos *ties* alterados por la numeración de las superficies.

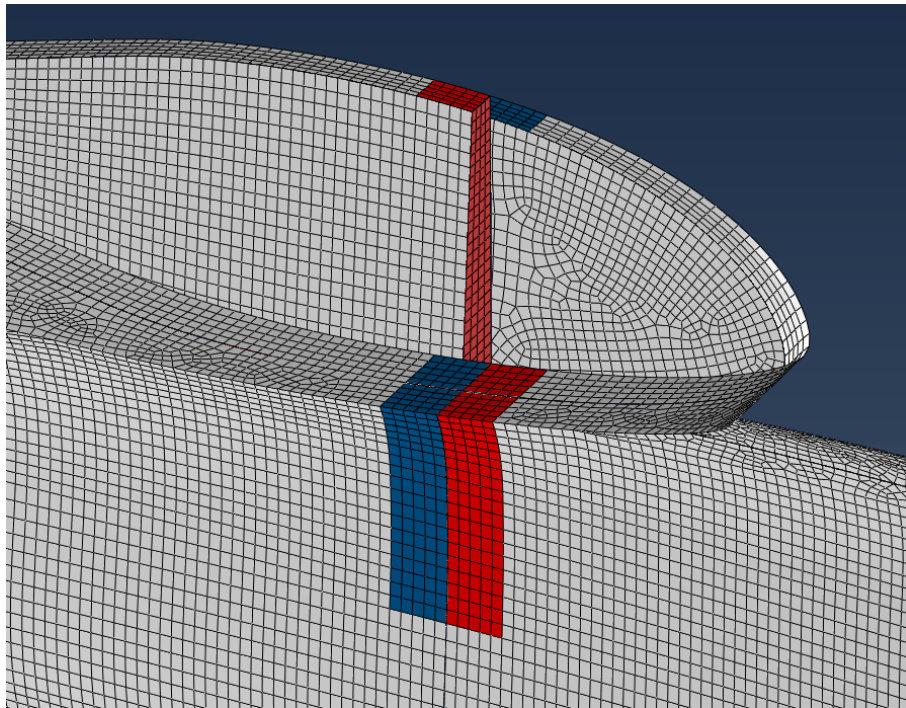


Figura 5-36. Detalle del mallado alterado en la V.2.



# 6 MODELO COMPLETO

Una vez calculados todos los componentes de la estructura preliminar se debe analizar el comportamiento del conjunto para probar la corrección del mismo. Puesto que todas las partes han sido descritas en detalle, sólo se comentaran aquellas características propias del ensamblaje completo, cuyo modelo CAD podemos apreciar en la Figura 6-1. Con el objetivo de aligerar la carga de trabajo durante el análisis numérico se ha decidido trabajar sólo con una de las mitades de la estructura, aprovechando que tanto la geometría como las fuerzas guardan simetría<sup>2</sup>.

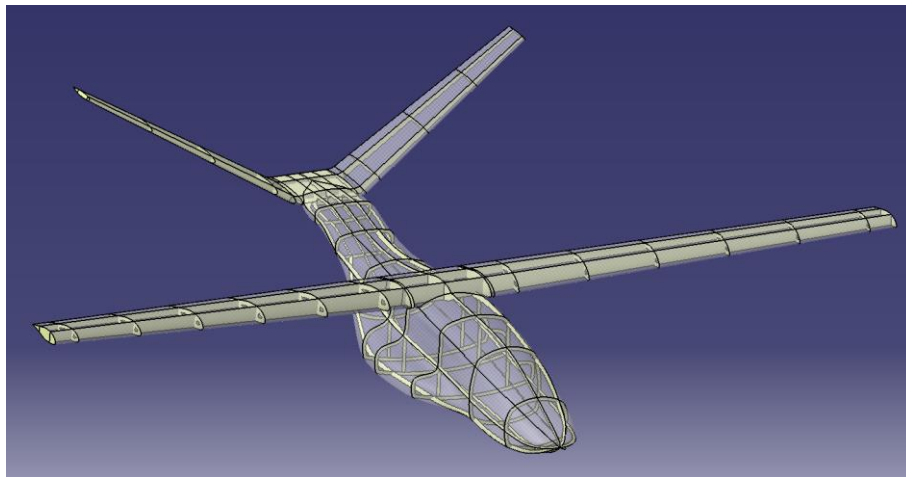


Figura 6-1. Modelo CAD completo.

## 6.1 Versión 1

### 6.1.1 Modelado

La geometría total se compone de 10 *parts* distintas: 3 pertenecientes al ala, 3 a la cola y 4 al fuselaje. El material y los apilados son los ya definidos anteriormente en los modelados de las primeras versiones del ala, cola y fuselaje, y pueden distinguirse por colores en la Figura 6-2. Dado que cambiarán en versiones posteriores, conviene recordar las secuencias utilizadas para compararlas con las modificadas:

- Apilado de los largueros del ala y la cola y las cuadernas que los continúan:  
 $[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90]_s$

13 láminas que suman 1.69 mm de espesor.

<sup>2</sup> Nota: como ya se aclaró en el apartado 5, realmente no existe tal simetría, aunque se puede asumir esta hipótesis sin cometer grandes errores.

- Apilado de la piel, las costillas, las cuadernas y las costillas del fuselaje:  
 $[45, -45, 90, 0]_s$

Láminas que suman 0.91 mm de espesor.

- Apilado de los largueros centrales del fuselaje:  
 $[45, -45, 90, 0]$

La última lámina tiene la mitad de espesor, por lo que suman 0.455 mm.

- Apilado de la piel del cajón central:  
 $[45, -45, 90, 0, 90, -45, 45, 0, 90, 0]$   

$\underbrace{\hspace{10em}}$   
 Piel

$\underbrace{\hspace{10em}}$   
 Refuerzo

10 láminas que suman un espesor de 1.3 mm.

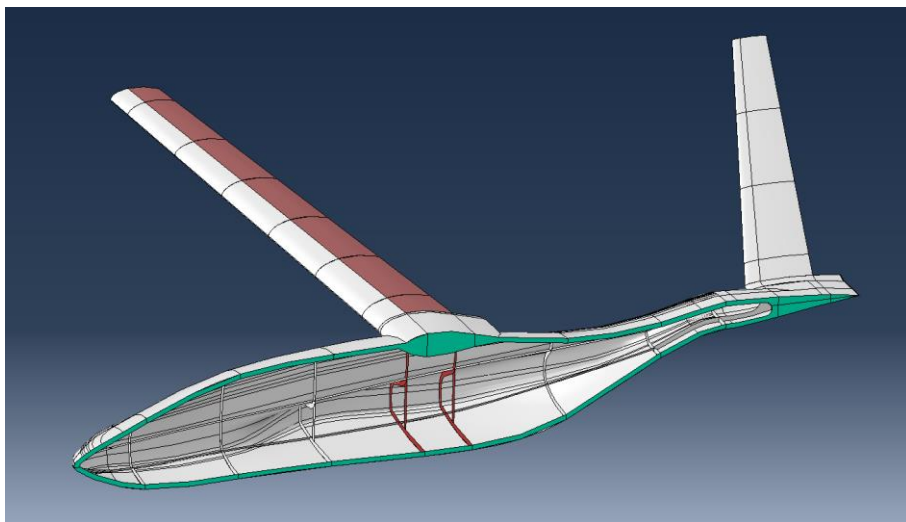


Figura 6-2. Secciones de la V1. del modelo completo por zonas.

Las cargas que se aplican son el conjunto de todas las expuestas en los modelos iniciales, si bien se han obviado los casos de carga de: la cola sin ruddervator deflectado, por ser menos crítico que el de ruddervator a  $+20^\circ$ ; y el modo de vuelo horizontal del motor, que es mucho menos exigente que el modo de vuelo vertical. Las cargas impuestas se aprecian en la Figura 6-4, donde también se representan las condiciones de contorno en desplazamientos. Tampoco ha cambiado la malla utilizada ni las interacciones entre las *parts* del *assembly*. En total el modelo contiene 327,037 elementos, 37 de los cuales son triangulares.

Tan sólo se han añadido los *ties* necesarios para unir los largueros del ala y la cola con el fuselaje, cuyas superficies de unión pueden apreciarse en la Figura 6-3. Puesto que el sistema de ensamblaje aún no ha sido definido, se unirán los largueros directamente con las cuadernas como si formaran una única pieza. En este caso los nodos maestros han sido definidos como los pertenecientes a las cuadernas del fuselaje, siendo los esclavos los pertenecientes a los largueros de ala y cola.

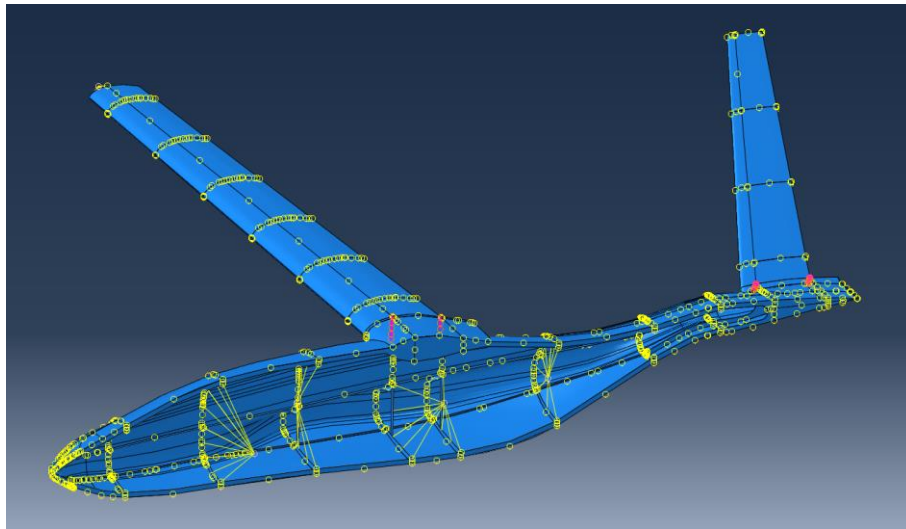


Figura 6-3. Interacciones del modelo completo.

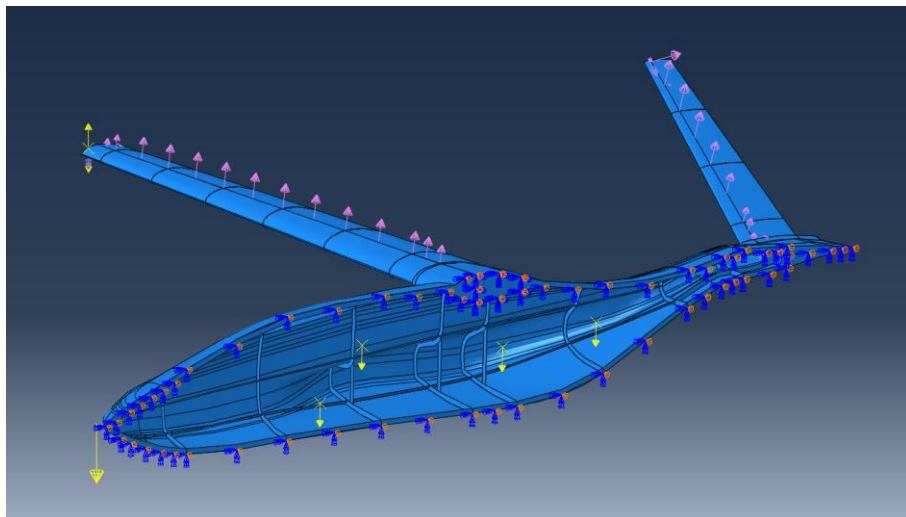


Figura 6-4. Condiciones de contorno del modelo completo.

### 6.1.2 Resultados

Como ha sido comentado en las cargas, el modelo completo sólo ha sido analizado con las condiciones más restrictivas, por lo que sólo se tiene un caso de carga en el que se combinan. El resultado en desplazamientos, observable en la Figura 6-5, indica unos valores muy superiores al de los componentes aislados. Debe entenderse que esto se produce a raíz de sustituir un empotramiento en el encastre del ala y la cola por el fuselaje, que tiene una rigidez limitada.



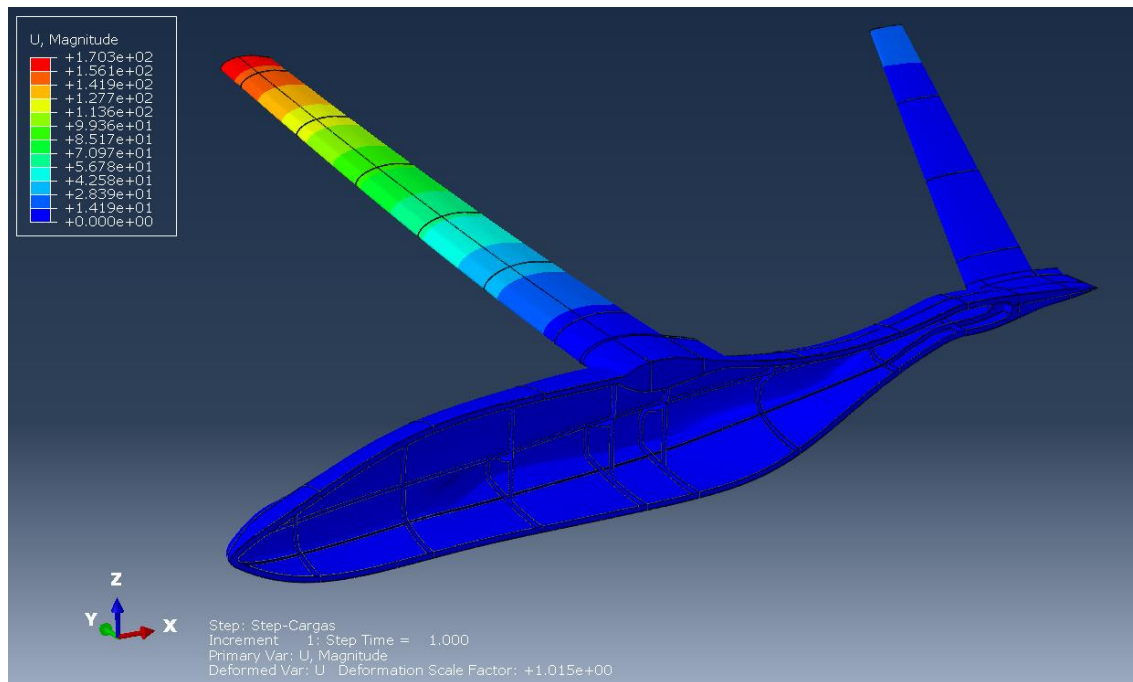


Figura 6-5. Modelo completo V.1: Desplazamientos.

Al igual que en análisis anteriores, se ha hecho uso de cinco criterios de fallo para probar la estructura: máxima tensión, máxima deformación, Tsai-Hill, Tsai-Wu y Azzi-Tsai-Hill. De ellos los valores más altos los proporciona en este caso Tsai-Wu, por lo que será el criterio a cumplir para garantizar la seguridad del tilt-rotor.

En el ala y la cola se observan resultados similares a los obtenidos en los análisis individuales (Figura 6-6 y 6-9), lo que indica que las hipótesis tomadas para su realización eran aceptables.

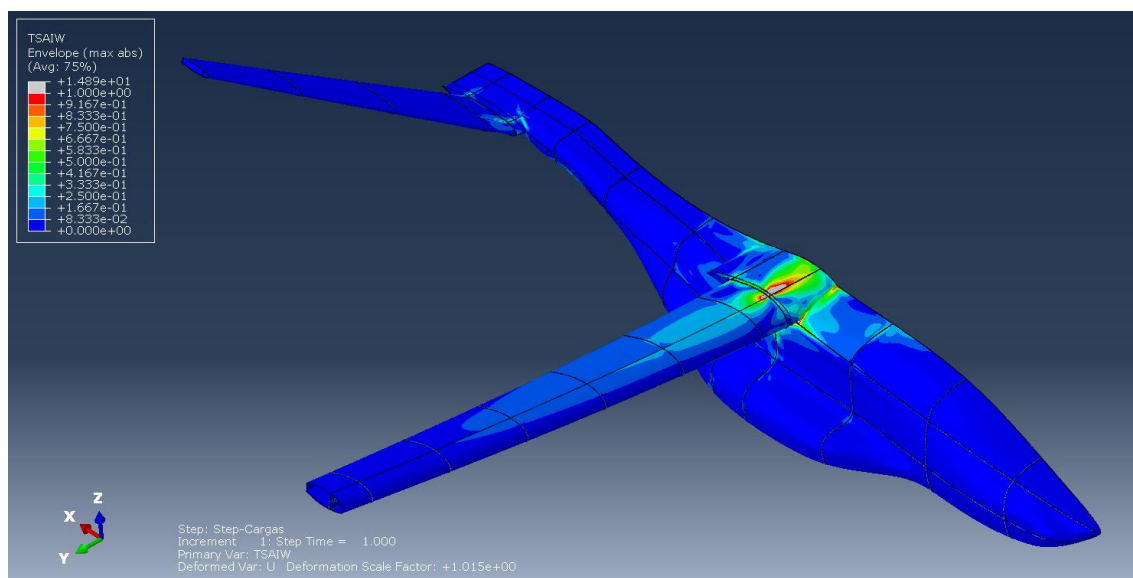


Figura 6-6. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.



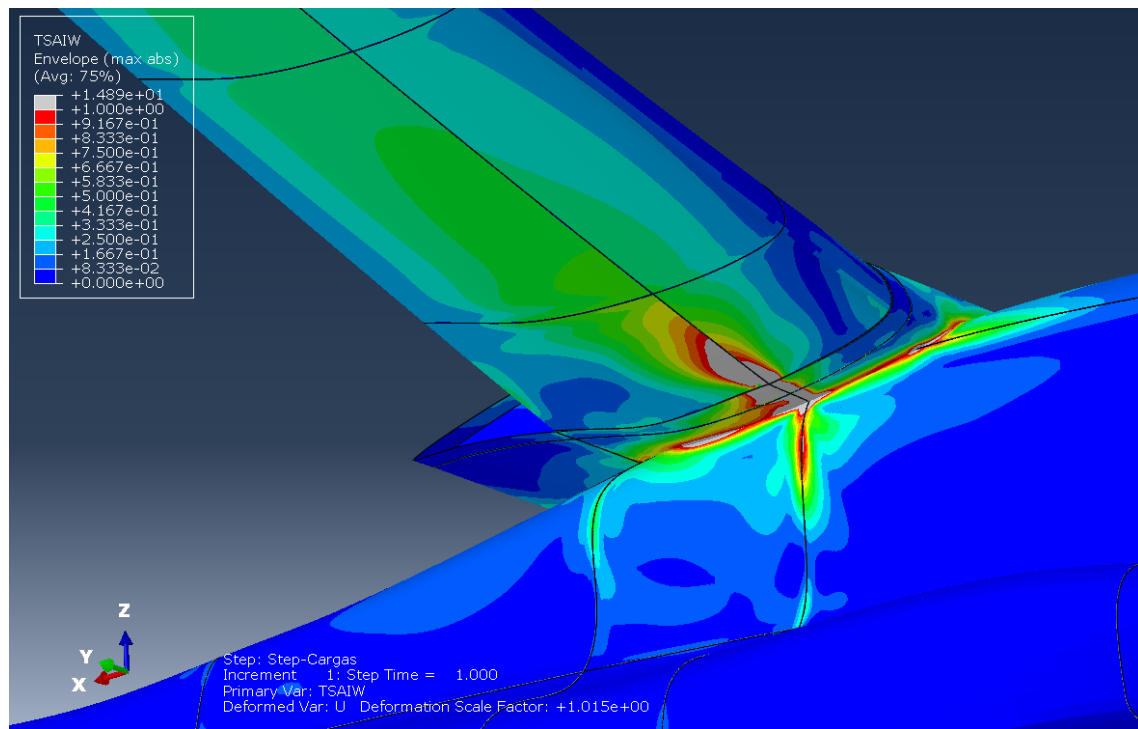


Figura 6-7. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.

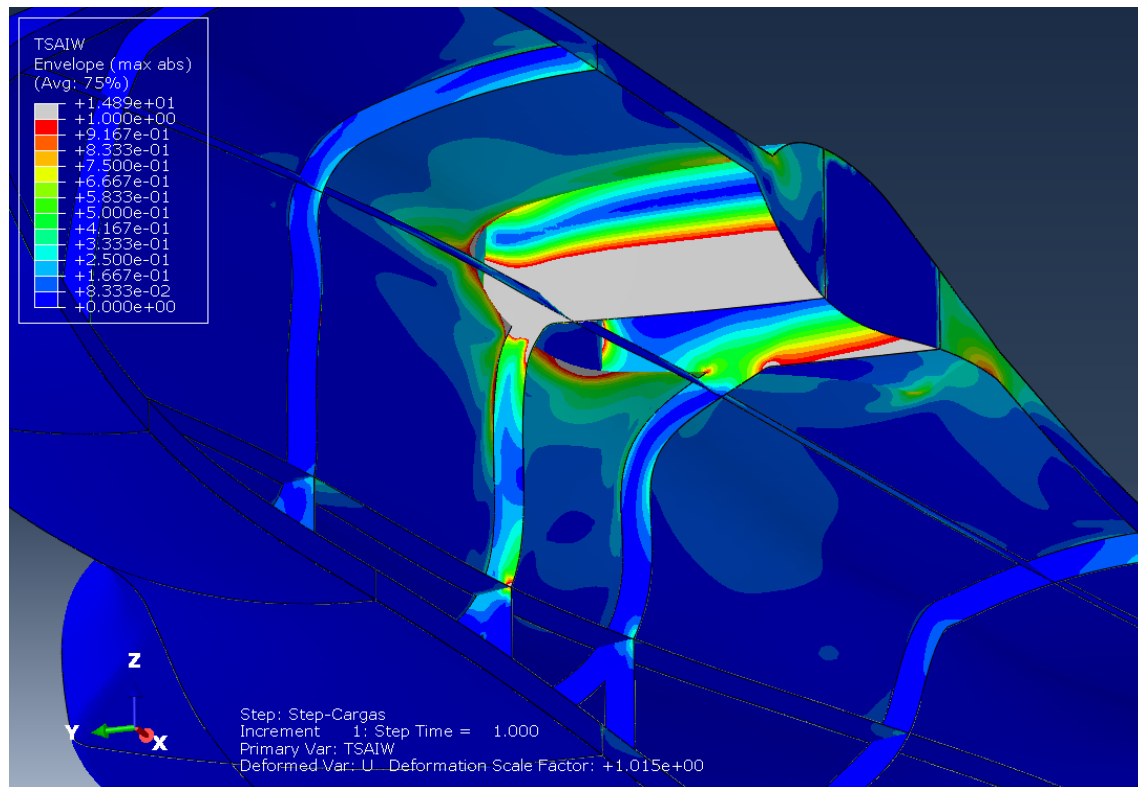


Figura 6-8. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.

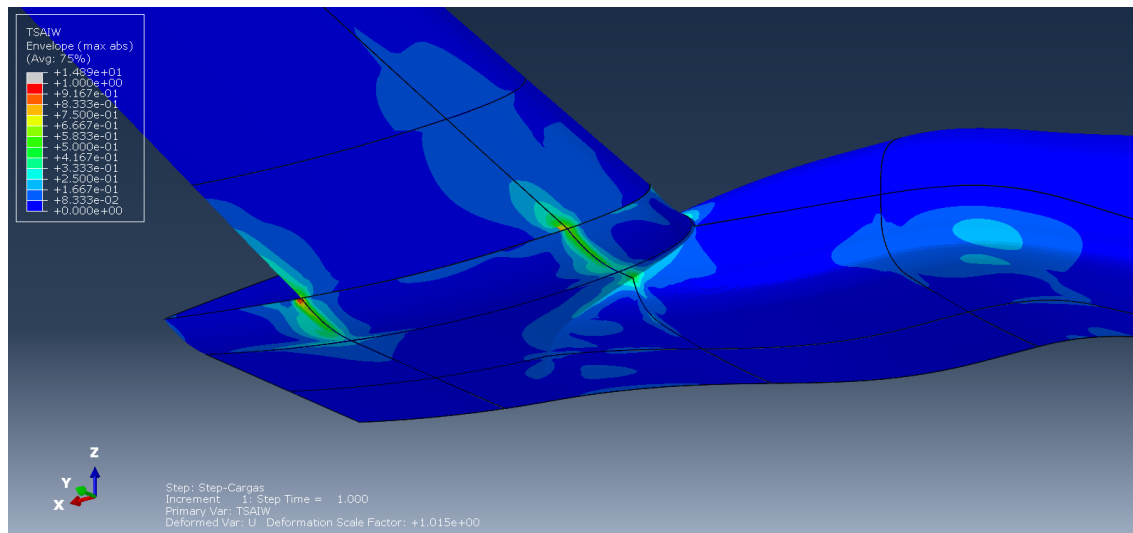


Figura 6-9. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.

A partir de las Figuras 6-6 a 6-9 se puede comprobar que se tienen zonas del encastre donde no se satisfacen los criterios de fallo, lo que da pie a la realización de versiones más avanzadas. El peso de la estructura calculada, es decir, la mitad de la estructura del avión completo, es de 2.207 kg.

## 6.2 Versión 2

### 6.2.1 Modelado

Antes de tratar de reducir los fallos obtenidos en la primera versión se va a realizar una segunda versión de la estructura completa con una mejor definición de sus partes. Esta contiene todas las mejoras realizadas en cada uno de los elementos que la componen, es decir, las segundas versiones de ala, cola y fuselaje. Por tanto, tiene definida la costilla de la punta del ala y los pies del larguero principal (de 2 cm de ancho) así como los cambios de apilado realizados tanto en ella como el fuselaje y la cola, apreciables en la Figura 6-10.

- Apilado del larguero delantero y su continuación en la cuaderna correspondiente:

$$[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90]_s$$

14 láminas que suman 1.82 mm de espesor.

- Apilado de la piel, el larguero posterior del ala, las costillas, las cuadernas, los largueros del fuselaje y de la cola:

$$[45, -45, 90, 0]_s$$

Láminas que suman en total 0.91 mm de espesor.

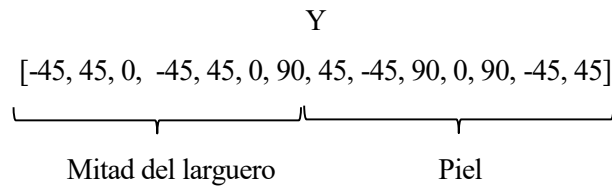
- Apilado de los largueros centrales del fuselaje:

$$[45, -45, 90, 0]$$

La última lámina con la mitad de espesor, en total 0.455 mm.

- Apilado de las secciones de los pies del larguero delantero:

$$[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]$$



14 láminas con un espesor total de 1.82 mm.

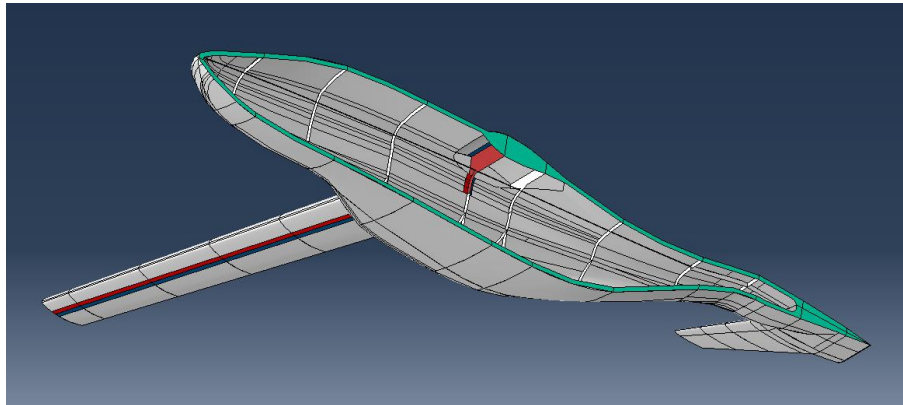


Figura 6-10. Secciones del modelo completo V.2 por zonas.

Todos las modificaciones que se han llevado a cabo ya han sido comentadas con detenimiento en cada uno de los apartados expuestos, así como las interacciones definidas entre el fuselaje, el ala y la cola. El número de elementos del mallado prácticamente se mantiene constante, en este caso 335,454.

## 6.2.2 Resultados

Los resultados que se obtienen mejoran considerablemente el comportamiento de la versión 1. Por ejemplo, según los resultados mostrados en la Figura 6-11, el desplazamiento máximo se reduce entrono al 20% y las zonas del encastre en las que se rebasa el criterio de fallo disminuyen notablemente.

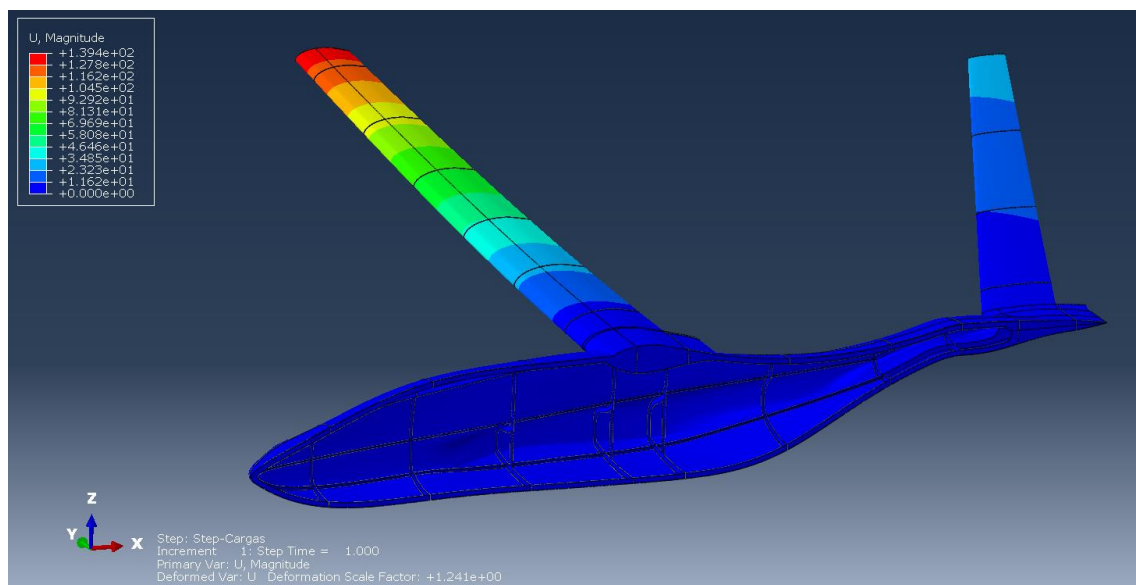


Figura 6-11. . Modelo completo V.2: Desplazamientos.

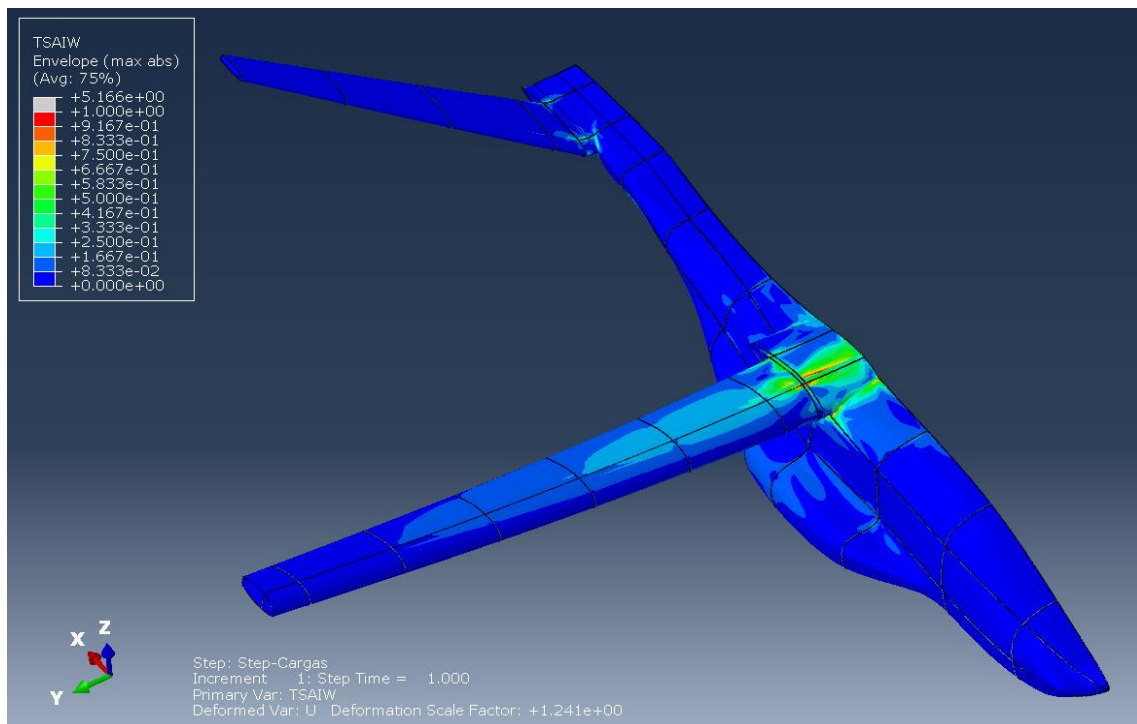


Figura 6-12. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.

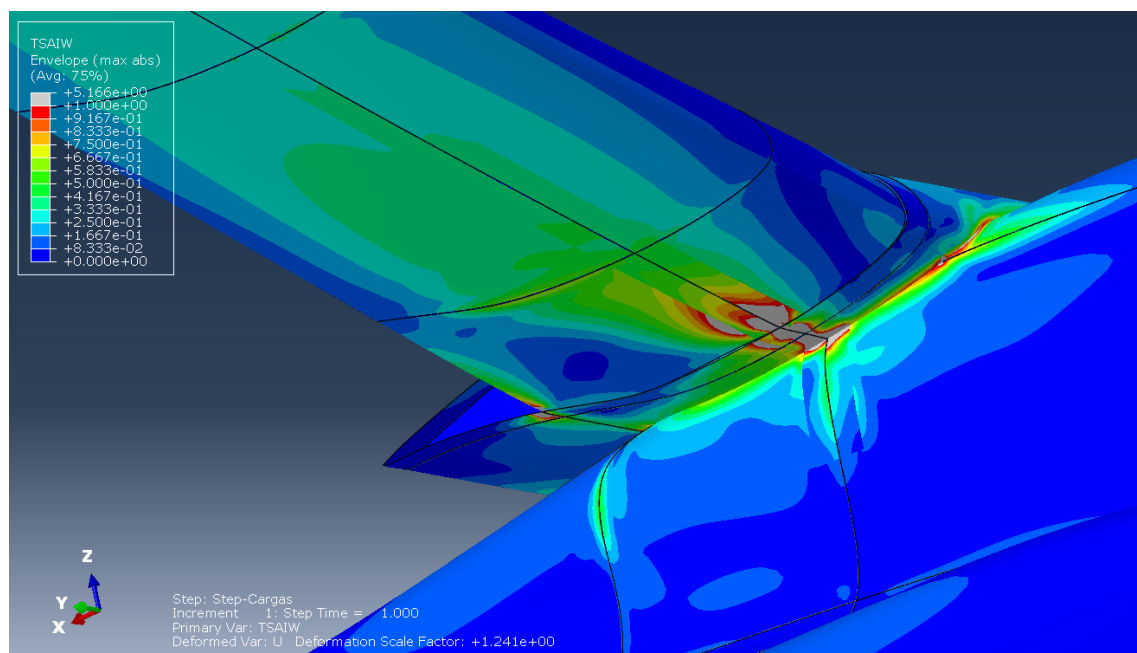


Figura 6-13. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.

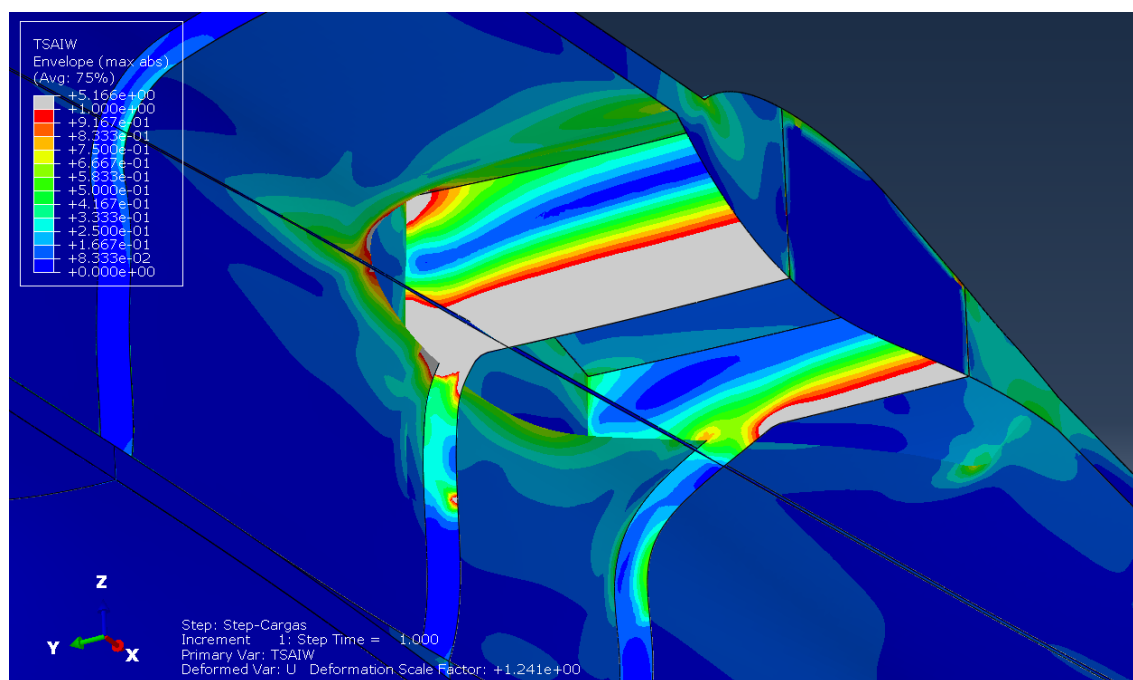


Figura 6-14. Modelo completo V.1: Criterio de Tsai-Wu.

Sin embargo, siguen existiendo amplias zonas de fallo en la continuación de los largueros del ala dentro del fuselaje (ver Figuras 6-12 a 6-14), por lo que el objetivo de las siguientes iteraciones será eliminarlas. El peso de la estructura calculada es 2.096 kg, por lo que no sólo se ha conseguido mejorar el comportamiento respecto a la versión anterior sino también reducir ligeramente su peso.

## 6.3 Versión 3

### 6.3.1 Modelado

A la vista de los resultados de la segunda versión se ha decidido introducir refuerzos en la unión del ala con el fuselaje. Consisten en superficies perpendiculares a las cuadernas que continúan los largueros del ala que las ayudan a soportar los esfuerzos a los que están sometidas, sin eliminar espacio del interior del fuselaje para la carga de pago.

- El refuerzo de la cuaderna delantera tiene el mismo ancho total que el pie del larguero principal, es decir, 2 cm. Su apilamiento es el mismo que el definido para el pie del larguero, es decir, a cada lado la mitad de este y por debajo el laminado de la piel.

[45, -45, 0, 45, -45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]

Y

[-45, 45, 0, -45, 45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]

- El refuerzo de la cuaderna trasera tiene un ancho total de 1 cm y su apilado es similar al que posee la cubierta de la estructura, el larguero trasero, la cola, etc.

[45, -45, 90, 0]<sub>s</sub>

En la Figura 6-15 se puede apreciar la disposición de estos refuerzos con su espesor real. Obsérvese que el refuerzo sólo cubre la región de las cuadernas definida por la posición hasta la que llega el apilado del larguero delantero. Esto es así ya que en el resto de la cuaderna no se necesita refuerzo por no encontrarse tan solicitada.



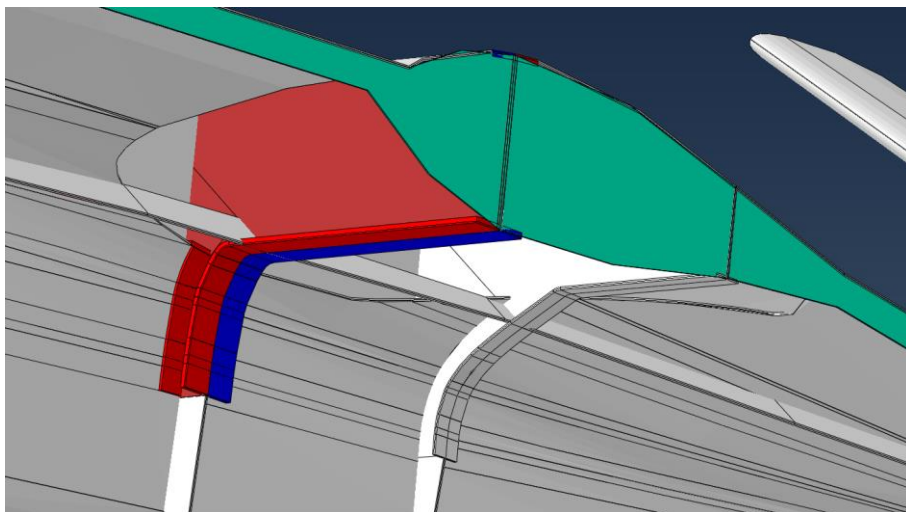


Figura 6-15. Secciones del modelo completo V.3 por zonas.

Para el mallado de los refuerzos se ha usado la técnica *Quad Structured* para generar elementos rectangulares S4R de 2 mm de lado, y se han definido dos *ties* entre estos y las cuadernas. El número total de elementos del modelo completo es de 336,626. También se ha modificado la superficie sobre la que se aplica la condición de simetría para incluir los bordes de estos refuerzos, ya que tienen continuidad a través del plano central. En la Figura 6-16 se muestra el mallado de los refuerzos aplicados.

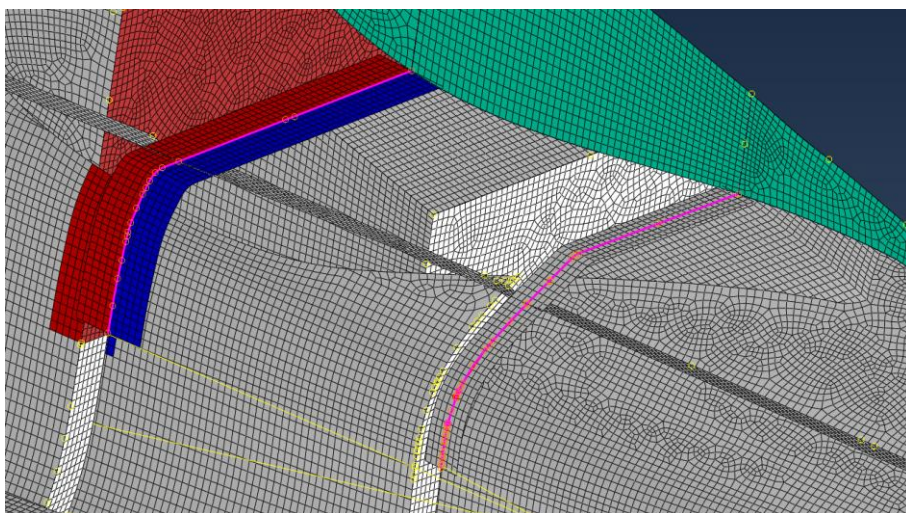


Figura 6-16 Detalle del mallado de los refuerzos de la V.3.

El resto de factores que definen el modelo se mantienen invariables respecto a la versión anterior con el objetivo de comprobar el efecto de los refuerzos de forma aislada.

### 6.3.2 Resultados

La nueva geometría aportada varía ligeramente los resultados en desplazamientos y tensiones del modelo en general, si bien tiene su efecto principal en las cercanías del encastre interiores a la piel del fuselaje. En la Figura 6-17 se aprecia bien como el refuerzo es capaz de reducir la zona en la que se produce el fallo tanto en el larguero

delantero como trasero, donde se llega a eliminar en su totalidad. Sin embargo, la esquina que une el larguero principal a la cuaderna sigue siendo un punto crítico a tener en cuenta para la próxima iteración. En la Figura 6-18 se puede comprobar que las tensiones predominantes en dicha zona forman  $45^\circ$  con la vertical, lo que marcará la dirección de los refuerzos que deben ser definidos en etapas posteriores de diseño.

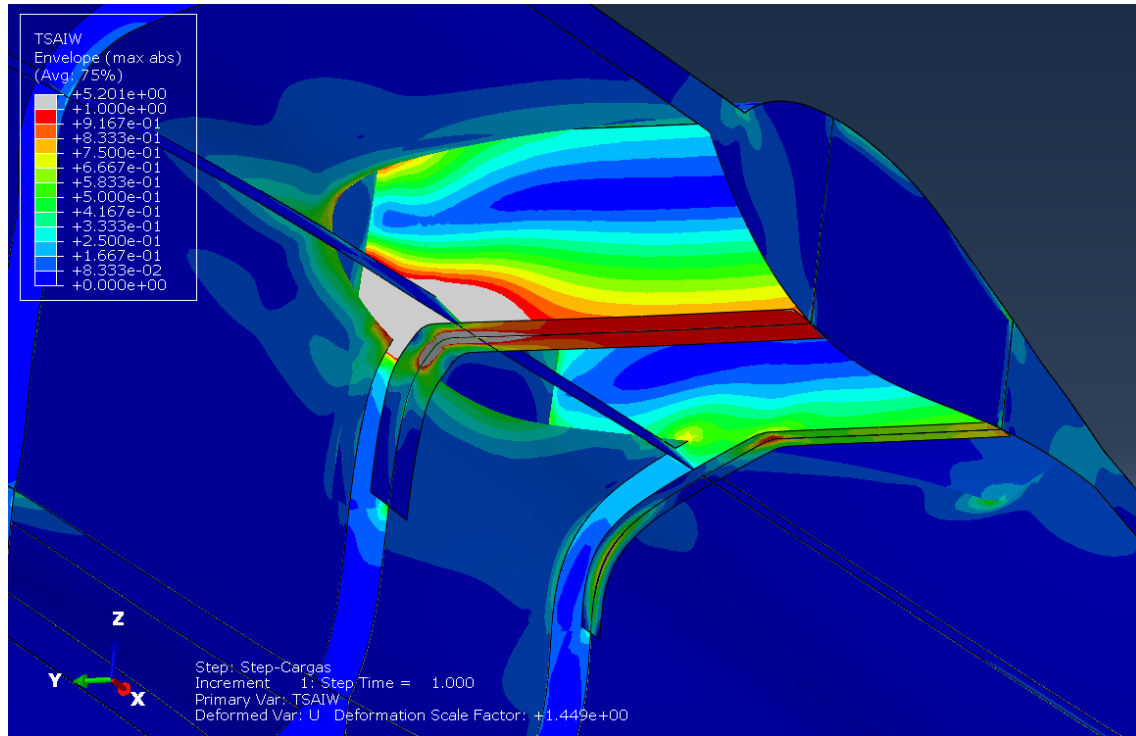


Figura 6-17. Modelo completo V.3: Criterio de Tsai-Wu.

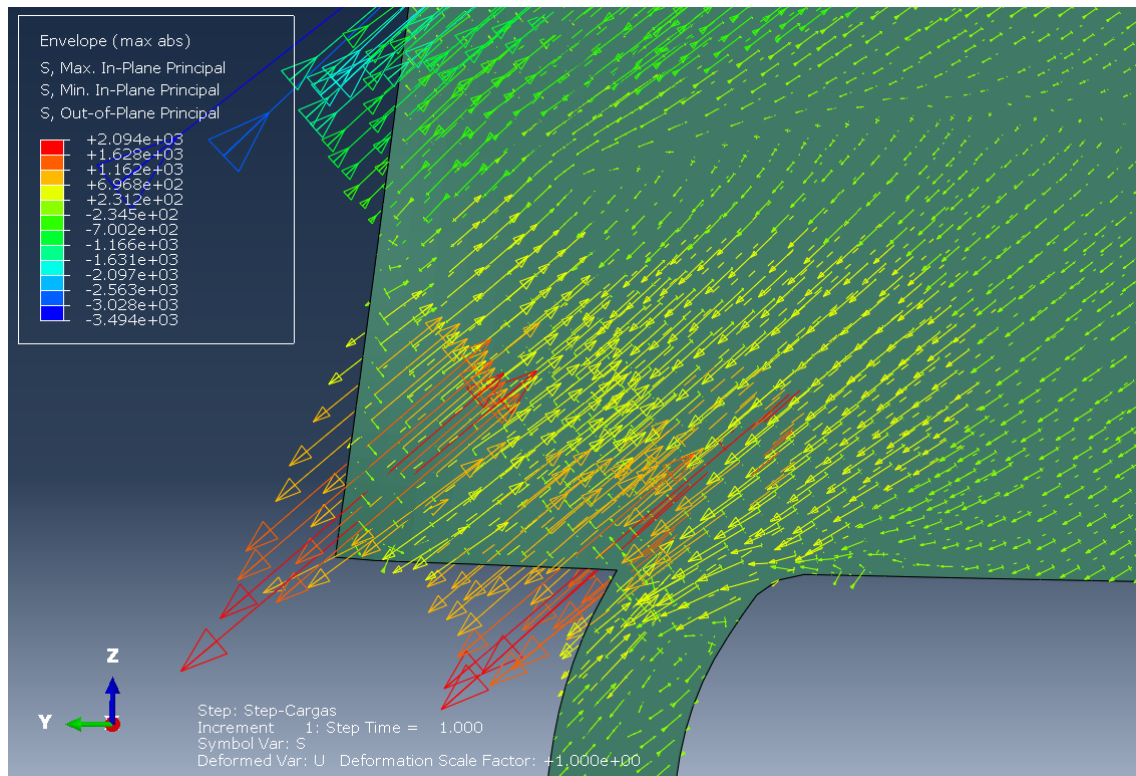


Figura 6-18. Modelo completo V.3: Tensiones máximas la zona de fallo.

En este modelo se ha realizado un estudio preliminar de pandeo similar a los realizados en el ala para comprobar que la estructura sigue teniendo rigidez suficiente. Sin embargo, además de comprobar que no se produce pandeo global, se ha encontrado que uno de los largueros del fuselaje pandea en los dos primeros modos (Figuras 6-19 y 6-20 respectivamente). Puesto que un larguero pandeado no soporta las cargas tal y como se espera de él, se debe solucionar este problema en la siguiente iteración del diseño.

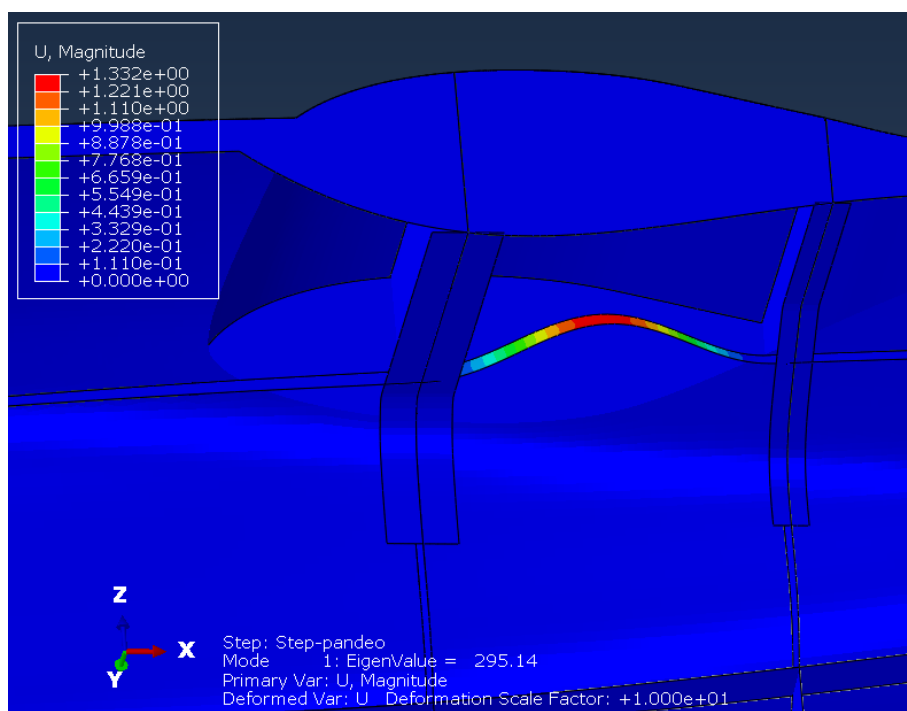


Figura 6-19. Modelo completo V.3: Primer modo de pandeo.

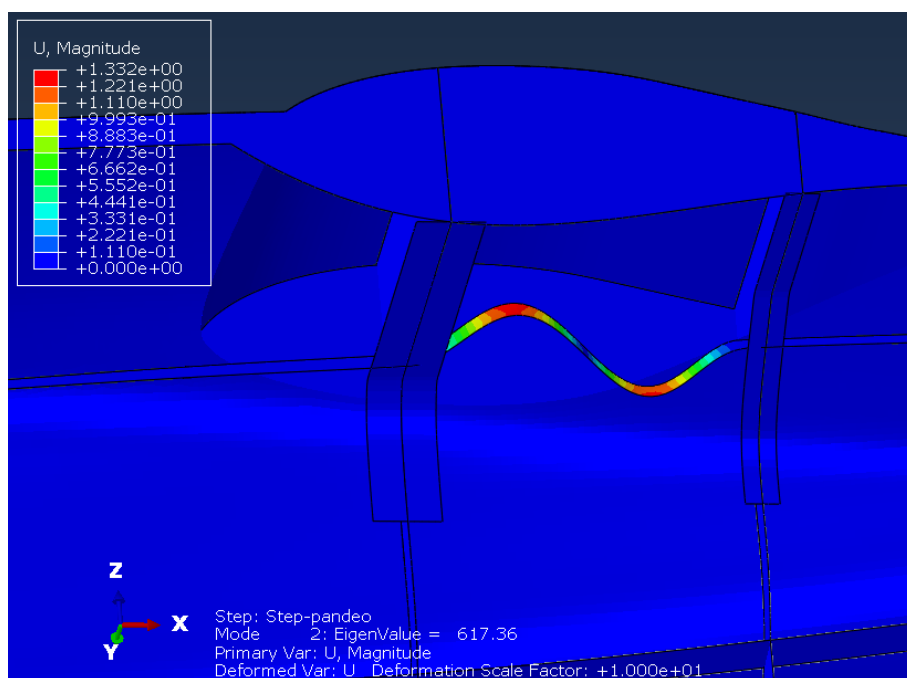


Figura 6-20. Modelo completo V.3: Segundo modo de pandeo.



## 6.4 Versión 4

### 6.4.1 Modelado

La adición de los refuerzos resuelve la fractura que se produce en el alma del larguero delantero, pero apenas alivia la carga que sufre la esquina de la unión de este con el fuselaje. Tras consultar las implicaciones que conllevaría, se decidió ampliar esta zona y modificar en consecuencia los refuerzos utilizados, manteniendo su anchura respecto a la versión anterior, como puede verse en la Figura 6-21.

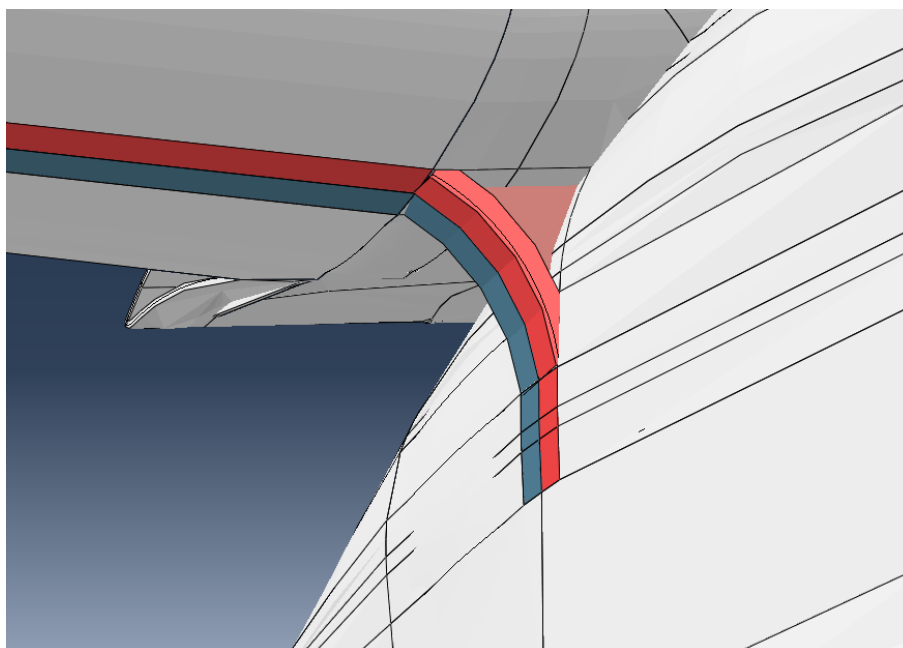


Figura 6-21. Refuerzo exterior de la V.4 del modelo completo.

La nueva geometría iría apoyada en una carena, aún por definir, con funciones no solo estructurales sino también aerodinámicas, ya que se reduciría la interferencia entre el ala y el fuselaje. El conjunto quedaría formado por la cubierta del fuselaje y, como un añadido exterior, el carenado aerodinámico, como se viene haciendo comúnmente en el sector aeronáutico. La cuaderna del larguero delantero atravesaría la piel para quedar resguardada y unida a la cara interior de esta superficie, con lo que se suavizaría la forma de la esquina reentrante que se forma entre el ala y el fuselaje. Se ha decidido no modelar la carena en su totalidad por tratarse de una cuestión puramente aerodinámica, de tal manera que sólo se ha modelado la modificación de la cuaderna y sus refuerzos.

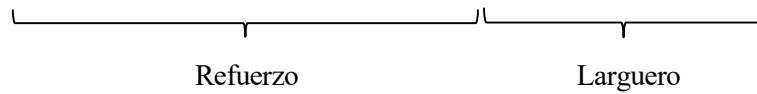
También se ha ampliado la sección por el interior del fuselaje, procurando no restar espacio para la carga de pago. Al alterar esta geometría también se ha redefinido el camino que sigue el refuerzo perpendicular similar a los pies del larguero, de forma que ahora su recorrido presenta una menor curvatura. El objetivo de esta modificación es de nuevo aliviar las cargas en la unión de la cuaderna en sí con la continuación del larguero del ala.

Por último se ha añadido un refuerzo al larguero que pandeaba en el análisis de la versión 3, para darle mayor inercia a flexión. Este amplía la sección del mismo en el tramo del cajón del ala hasta situarlo al mismo nivel que los demás refuerzos y permitir su unión con ellos.

Además de los refuerzos puramente geométricos, se han definido una serie de refuerzos en el apilado que consisten en la adición de láminas extra a  $\pm 45^\circ$ . La zona de aplicación se reduce al larguero delantero y su continuación en la cuaderna correspondiente, afectando por tanto a los pies y refuerzos definidos en dicha

sección. La dirección de las láminas viene determinado por las tensiones máximas en el espesor observables en la Figura 6-18.

- Apilado del larguero delantero y su continuación en la cuaderna en la zona reforzada:  
[45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 0, 45, -45, 0, 90]<sub>s</sub>



14 láminas del larguero más 20 de refuerzo, que suman 4.42 mm de espesor. El número total de láminas introducidas se ha determinado por ensayo y error, es decir, añadiendo capas de refuerzo hasta que no se supere ningún criterio de fallo en la zona.

- Apilado los pies del refuerzo:  
[45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 0, 45, -45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]

Y

[45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 45, -45, 0, 45, -45, 0, 90, 45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]



7 láminas de la mitad del larguero más 20 de refuerzo y 7 de la piel, que suman 4.42 mm de espesor.

El refuerzo añadido al larguero del fuselaje presenta el mismo laminado que la piel. El resto de apilados se mantienen respecto a las versiones anteriores. En la Figura 6-22 se puede observar la región reforzada así como el espesor real que tiene.

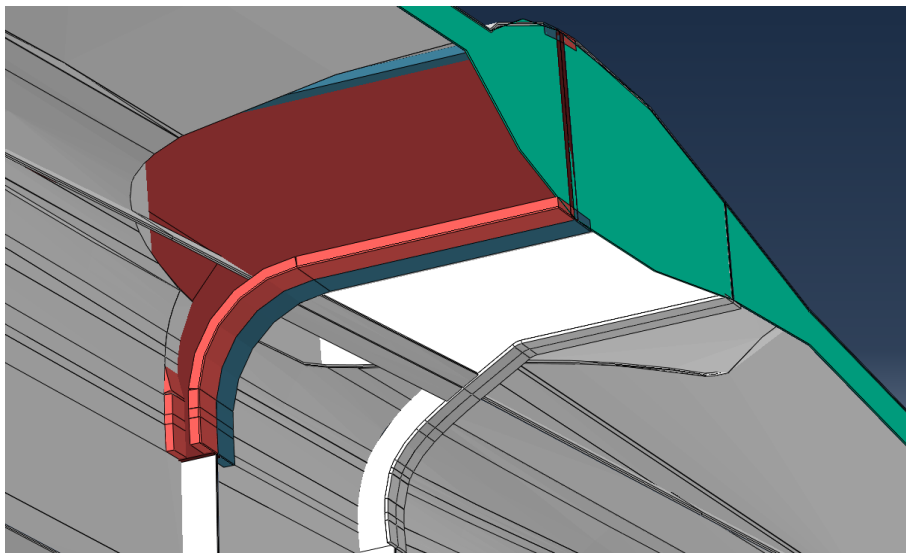


Figura 6-22. Secciones del refuerzo de la V.4 por zonas.

El mallado de los refuerzos ha sido realizado con la técnica *Quad Structured*, mientras que el de la continuación de la cuaderna con *Quad-dominated Free*. En total se han creado 1662 elementos, 8 de los cuales triangulares. En la Figura 6-23 se puede apreciar el mallado de esta zona.

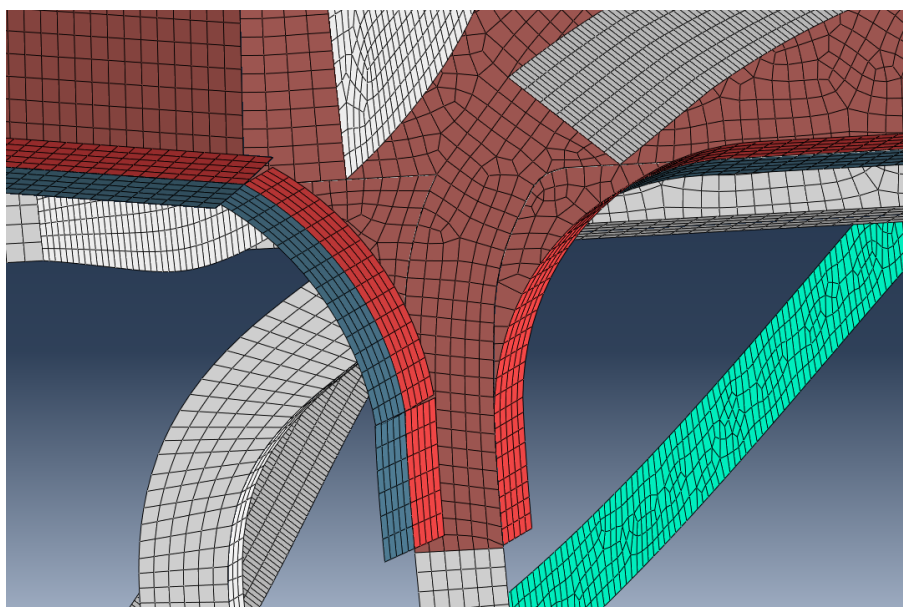


Figura 6-23. Detalle del mallado del refuerzo.

También se han definido los *ties* necesarios entre la nueva *part* y las existentes. Además de unir los pies del refuerzo y la extensión de la cuaderna con esta, también se han acoplado los movimientos de los extremos de los refuerzo exteriores con la piel. En la Figura 6-24 se pueden apreciar las superficies unidas, estando definidos los nodos de la *part* del refuerzo como esclavos.

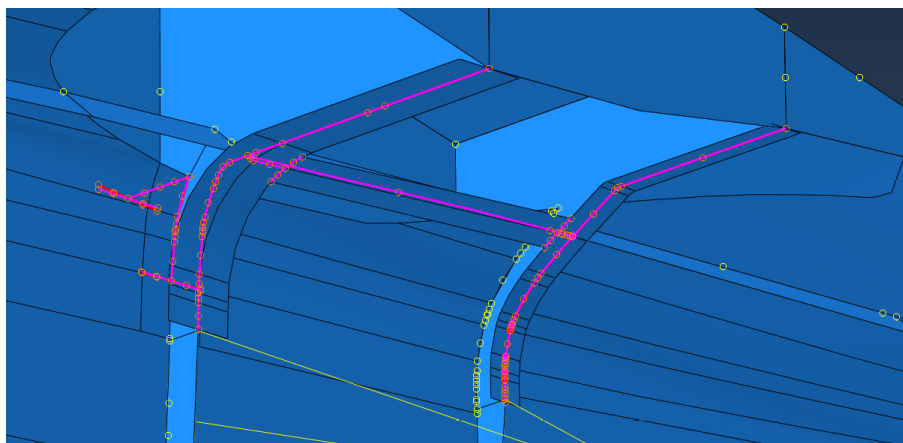


Figura 6-24. Interacciones creadas en la V.4.

El resto de características de apilamiento, mallado, interacciones y cargas permanecen invariables respecto a los otros modelos.

## 6.4.2 Resultados

La adición de los refuerzos tanto geométricos como en el laminado reduce ampliamente el desplazamiento máximo de la estructura, que pasa a ser de 9.5 cm tal y como se aprecia en la Figura 6-25. La rotación que provoca este movimiento en el motor es de unos 9° alrededor del eje X respecto a la vertical.

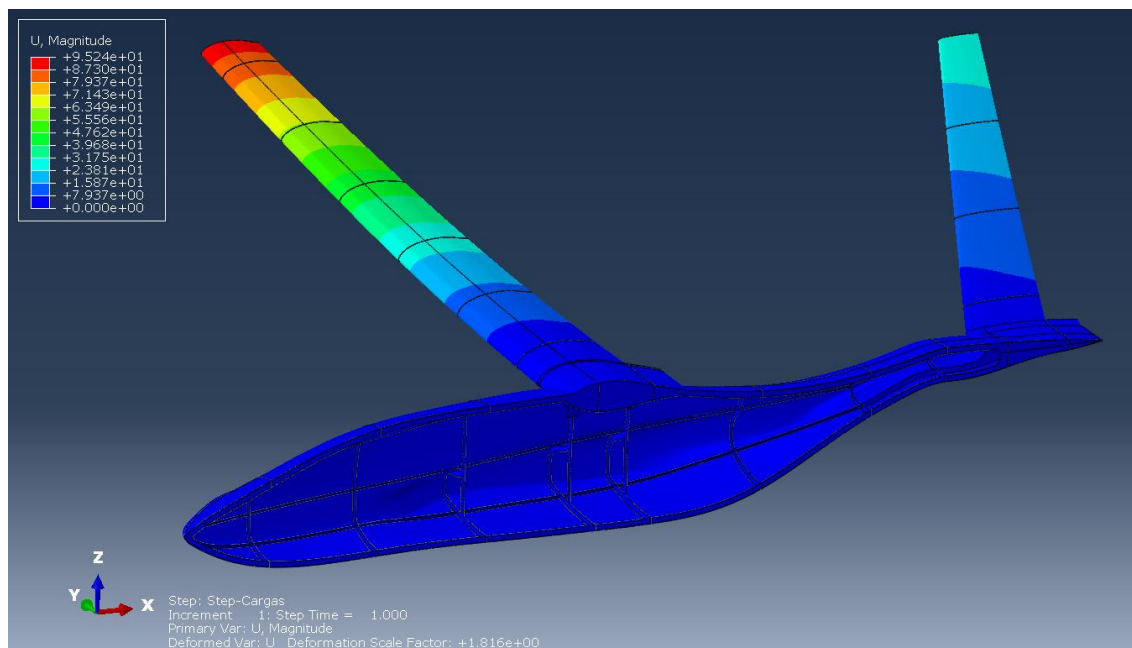


Figura 6-25. Modelo completo V.4: Segundo modo de pandeo.

En cuanto al cumplimiento de los criterios de fallo, se soluciona por completo el problema de la esquina de la cuaderna, como podemos ver en las Figuras 6-26, 6-27 y 6-28. Sin embargo se siguen teniendo fallos en los extremos de las almas de los largueros (Figuras 6-29, 6-30 y 6-31), algo que no se soluciona a pesar de haberse probado refuerzos desproporcionados.

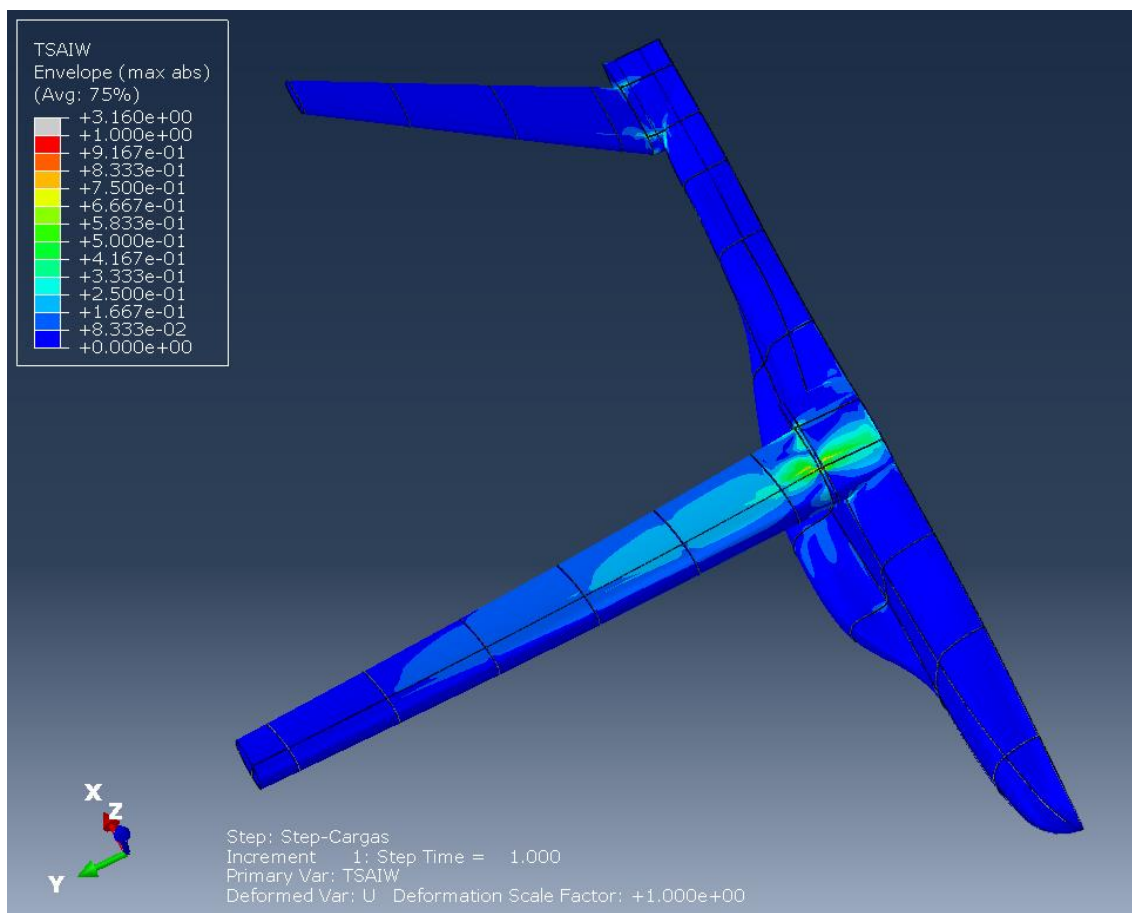


Figura 6-26. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.

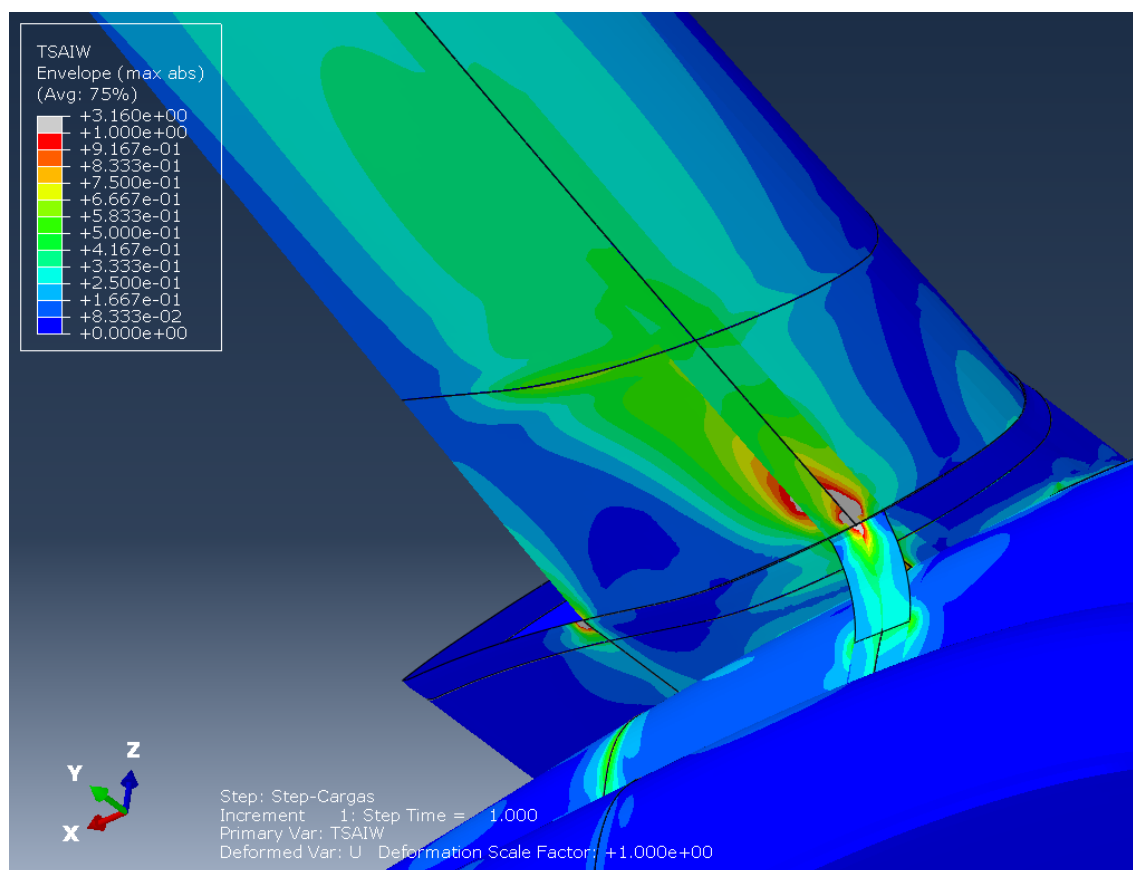


Figura 6-27. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.

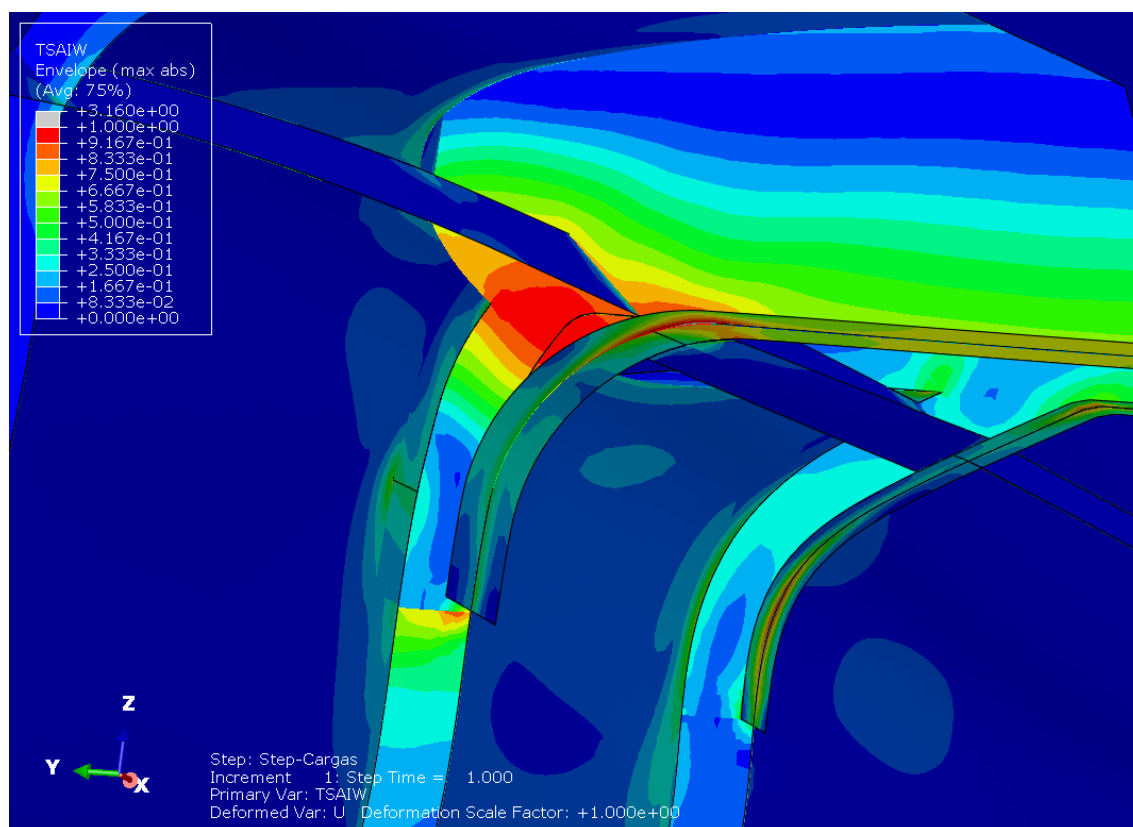


Figura 6-28. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.

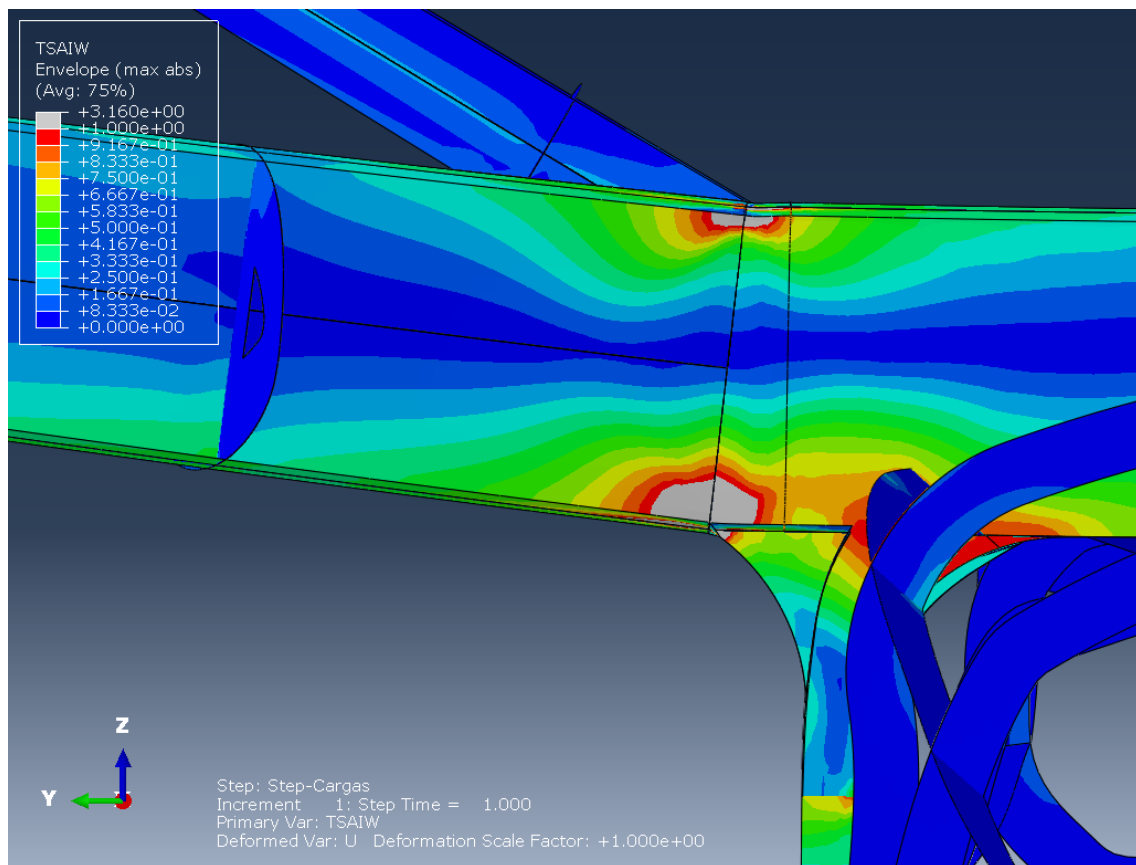


Figura 6-29. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.

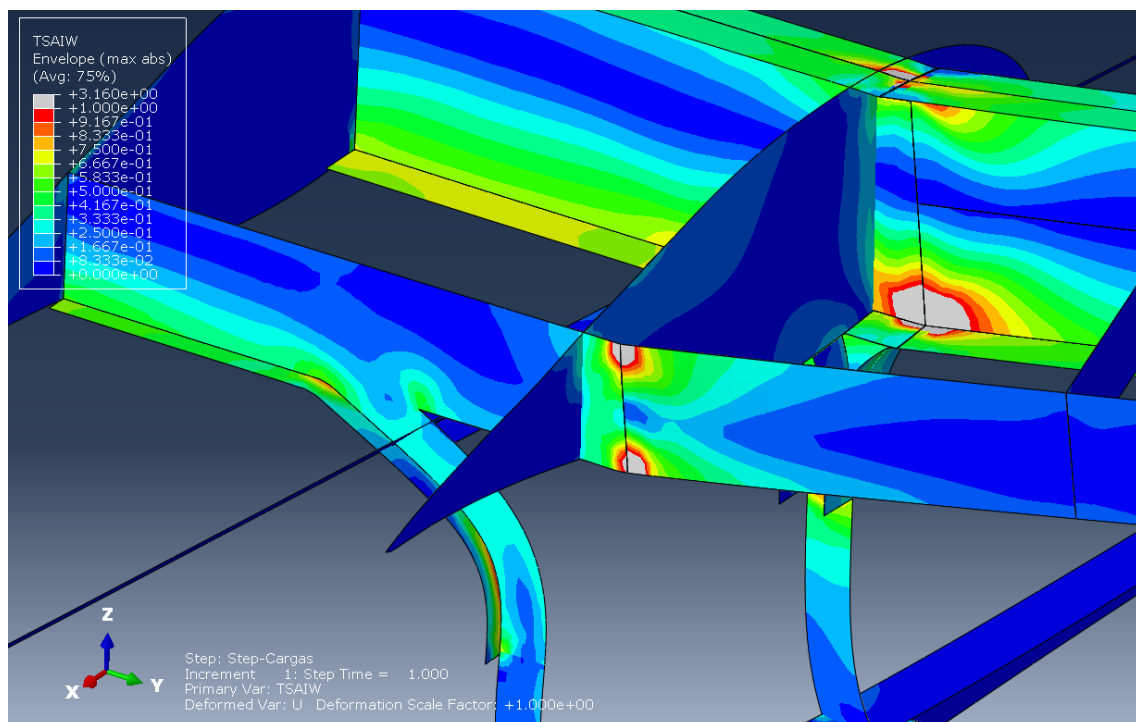


Figura 6-30. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.



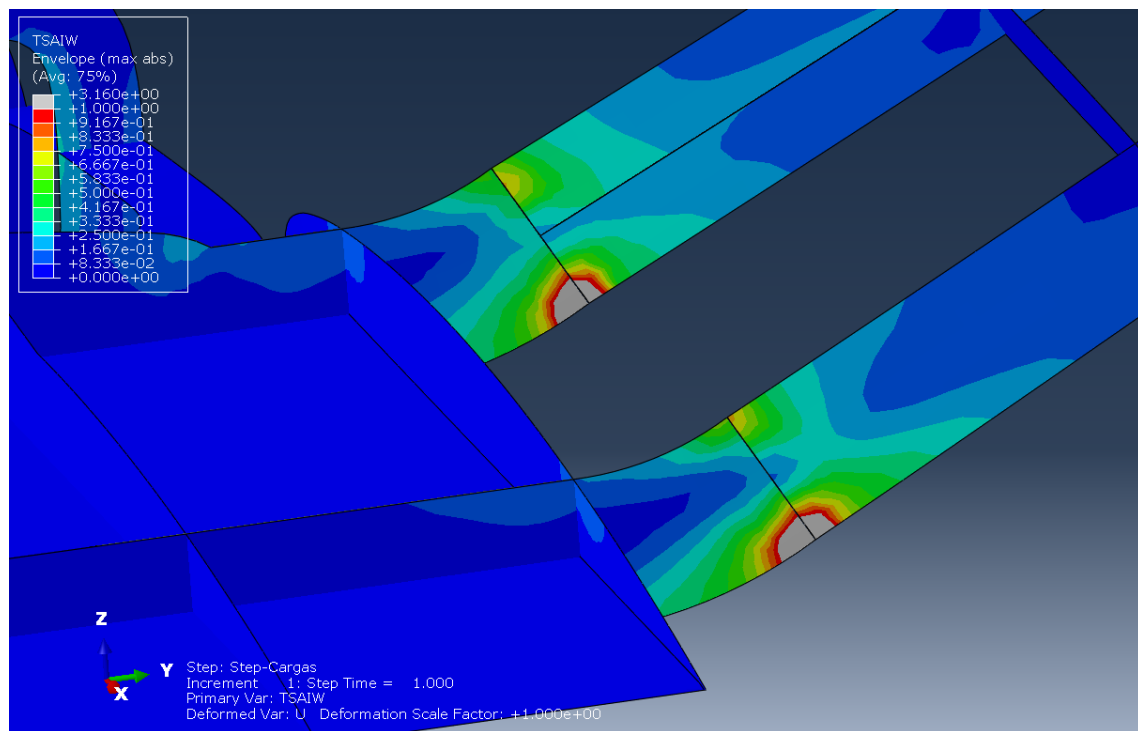


Figura 6-31. Modelo completo V.4: Criterio de Tsai-Wu.

La unión de los componentes en el encastre en desarrollos futuros no va a ser tal y como se han modelado en esta fase del diseño. De hecho se espera que el machihembrado se apoye en toda el alma de los largueros, de manera que las tensiones de la zona queden repartidas. La Figura 6-32 puede servir como aclaración a este sistema de cogida. En cualquier caso, estas zonas podrían reforzarse con parches muy localizados una vez haya sido creada la estructura final.

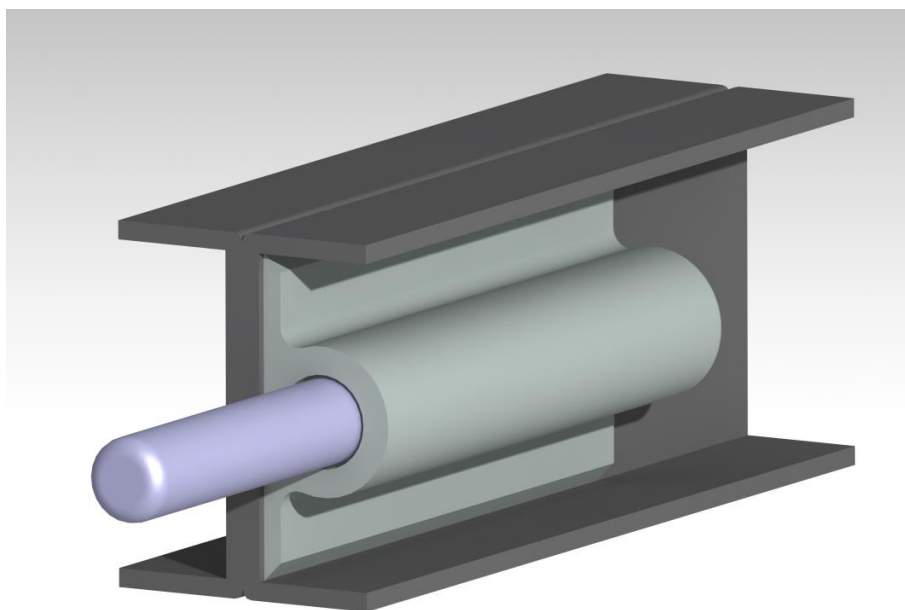


Figura 6-32. Boceto del sistema de unión.

Al ser este un estudio en una fase temprana del desarrollo y teniendo en cuenta las consideraciones expuestas, se ha determinado que por ahora no tiene sentido centrarse en este detalle, ya que el proyecto del tilt-rotor aún debe detallar ciertos aspectos antes de poderse proceder a solucionar este problema. No se debe olvidar que el objetivo de este trabajo no es obtener una estructura detallada sino sólo su configuración general preliminar.

Se ha realizado un estudio de pandeo similar a los ya expuestos, comprobándose que los resultados numéricos predicen que la estructura no pandea globalmente en ningún caso estudiado. Tan sólo es posible que se tengan ciertos pandeos locales en la cubierta del ala. En la Figura 6-33 se observan los desplazamientos del primer modo de pandeo.

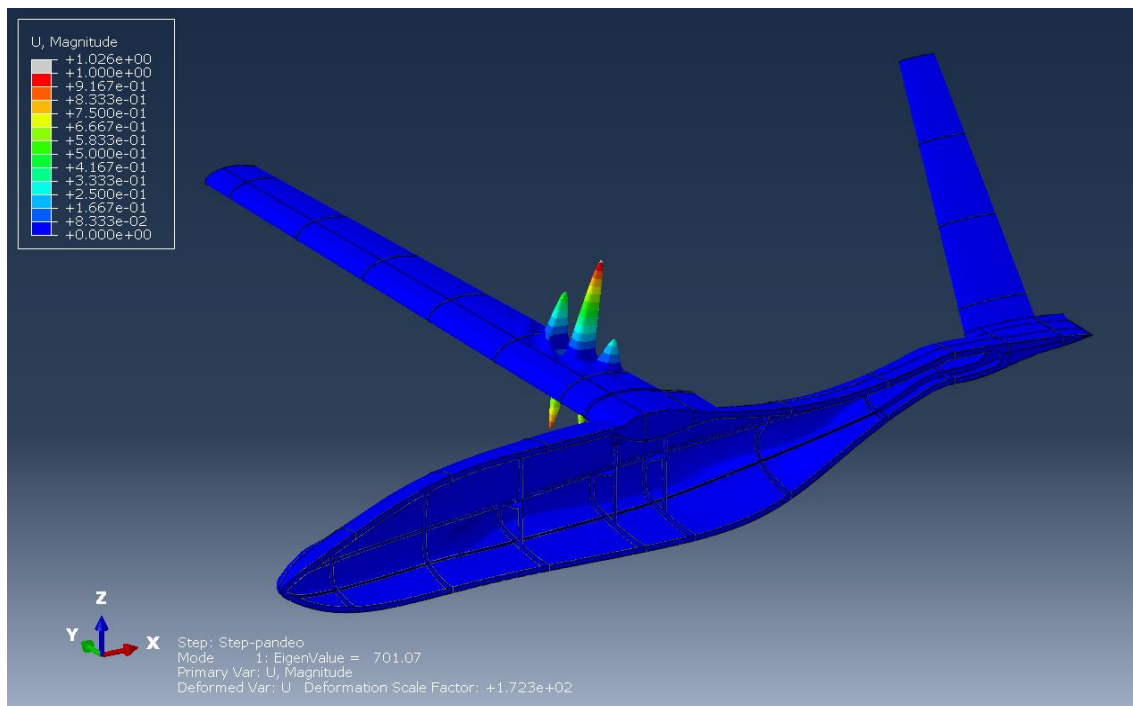


Figura 6-33. Modelo completo V.4: Primer modo de pandeo.

Con esto se pueden cerrar las iteraciones en el proceso de cálculo de la estructura. El peso total de la mitad analizada es finalmente de 2.172 kg.



# 7 CONCLUSIONES Y DESARROLLO FUTURO

Este trabajo tenía como objetivo diseñar y calcular la estructura preliminar para el tilt-rotor del proyecto EmERGENTIA haciendo uso de materiales compuestos y del software FEM ABAQUS.

En primer lugar, se han examinado los datos y requisitos de partida. Estos comprenden la geometría exterior del mismo y la disposición espacial de sus sistemas y equipos, así como las cargas aerodinámicas y propulsivas que se generan durante su operación. Si bien se ha recibido el exterior, parte de este trabajo ha consistido en el diseño geométrico de la estructura interior de la aeronave, basada en una distribución de costillas, largueros y cuadernas. Al tratarse de un problema complejo se ha realizado en primer lugar el estudio de sus elementos por separado para luego combinarlos en un modelo completo.

Tras analizar distintas configuraciones haciendo uso del código comercial de Elementos Finitos ABAQUS, se ha llegado a una estructura que representa una solución de compromiso entre las técnicas de construcción convencionales y la tecnología de los materiales compuestos en aeronaves de pequeño tamaño. Se trata de una estructura muy ligera, con pocos componentes y fácil de construir capaz de soportar cargas muy elevadas y desfavorables.

Por tanto, se puede afirmar que se han cumplido todos los objetivos definidos en el alcance de este trabajo. A continuación se van a resumir los resultados obtenidos añadiéndose ciertos datos que pueden ser de utilidad en desarrollos posteriores.

El grupo alar final consta de dos largueros situados al 25% y al 70% de la cuerda así como de 17 costillas: 7 en cada semiala y 3 en la unión con el fuselaje, estando la central unida a uno de los largueros del mismo. La cola en V también cuenta con dos largueros al 15% y al 70% de la cuerda que atraviesan 10 costillas: 4 en cada semicola y 2 en el fuselaje. Este cuenta con 10 cuadernas, 4 de las cuales se unen con los largueros del ala y la cola; y 8 largueros distribuidos uniformemente.

El peso total de la estructura calculada es de 4.344 kg, siendo la cantidad de refuerzos añadidos en el ala 52 g, y los refuerzos añadidos al fuselaje 100 g. A este peso debe añadirse el peso de los flaps, alerones y ruddervatos no considerados en el modelado, que implica no sólo su superficie exterior sino también la pared que limita con el larguero trasero y las costillas internas. Suponiendo que se realicen con el mismo laminado que la cubierta del tilt-rotor, suponen un peso total de 0.662 kg. Con esto se tiene que la masa total de la estructura preliminar es de 5.014 kg, mucho menor a las estimaciones previas que indicaban 5.9 kg. En la Tabla 7-1 se comparan los pesos estimados y obtenidos.

Tabla 7-1. Comparación de pesos con la estimación inicial.

Componente	Peso estimado (kg)	Peso obtenido (kg)	Reducción
Ala	2.146	1.982	7.6%
Estabilizador	1.355	0.672	50.4%
Fuselaje	2.399	2.360	1.6%
Total	5.900	5.014	15.0%

La posición del centro de masas del conjunto respecto al sistema de coordenadas del archivo CAD proporcionado (situado en el morro de la aeronave) se encuentra en la Tabla 7-2. Asimismo los valores de los momentos de inercia de la estructura respecto a dicho centro se encuentran en la Tabla 7-3.

Tabla 7-2. Posición del centro de masas de la estructura

$x_{cg}$	900.54 mm
$y_{cg}$	0.00 mm
$z_{cg}$	150.39 mm

Tabla 7-3. Momentos de inercia de la estructura en el c.g.

$I_{xx}$	1212.81 Tmm <sup>2</sup>	$I_{xy}$	-0.965 Tmm <sup>2</sup>
$I_{yy}$	910.71 Tmm <sup>2</sup>	$I_{yz}$	-0.324 Tmm <sup>2</sup>
$I_{zz}$	1998.43 Tmm <sup>2</sup>	$I_{zx}$	-110.110 Tmm <sup>2</sup>

La estructura preliminar ha sido calculada para una aeronave que se encuentra en una fase temprana de diseño, por lo que existen múltiples vías de desarrollo a seguir para la evolución del proyecto. Mientras que algunas pertenecen al desarrollo futuro de la estructura, muchas otras implican a las demás áreas involucradas en el proyecto. Los avances que se consideran más prioritarios desde el punto de vista de la definición estructural son los siguientes:

- Definir el sistema de unión entre los distintos componentes de la aeronave así como las zonas en las que se va a aplicar.
- Mejorar la definición de las uniones pegadas entre las piezas y los cortes a realizar en ellas, comprobando que no afecten a la integridad estructural del conjunto. Definir el radio de curvatura necesario entre el alma y los pies del larguero.
- Fijar la situación de los equipos y la carga de pago, determinando la forma en la que van a ir apoyadas en la estructura. Situar también la posición exacta de las superficies de control, sus apoyos y actuadores. Determinar si el tilt-rotor va a usar tren de aterrizaje u otro tipo de apoyo o si va a apoyarse sobre el fuselaje. En cualquier caso, situar la zona sobre la que se va a repartir el peso.
- Aplicar las cargas aerodinámicas sobre las superficies en lugar de como fuerzas y momentos sobre una línea, estudiando la transmisión de esfuerzos entre la cubierta, las costillas y los largueros.
- Definir con precisión la envolvente de maniobra del tilt-rotor para fijar correctamente el factor de carga máximo.
- Realizar un análisis aeroelástico prestando especial atención al flameo. Este fenómeno es especialmente crítico en los tilt-rotors ya que cuentan con hélices de grandes dimensiones situadas en las puntas del ala, es decir, la condición más desfavorable posible para la estructura.
- Realizar un estudio de pandeo avanzado ante distintas cargas, comprobando el efecto de definir las fuerzas aerodinámicas como presiones.

- Llevar a cabo estudios de fatiga en la estructura así como los ensayos experimentales necesarios para asegurar su fiabilidad.
- Modificar la geometría exterior para favorecer la resistencia de la estructura. Esto está sujeto a las necesidades de las demás áreas, siendo sólo sugerencias que reducirían en mayor o menor medida el peso de la estructura. Algunas de estas modificaciones podrían ser: eliminar las protuberancias laterales; aumentar el espesor en la transición del fuselaje hacia la cola y evitar el punto de inflexión que produce; hacer que el punto de máxima altura del fuselaje se produzca justo en el encastre y no delante de él; o usar alas rectas, sin diedro ni flecha, de menor alargamiento.



# REFERENCIAS

---

- [1] Performance Composites, [www.performance-composites.com](http://www.performance-composites.com).
  - [2] Aviation Corner, [www.aviationcorner.net](http://www.aviationcorner.net).
  - [3] Officer, [www.officer.com](http://www.officer.com).
  - [4] J. Cutler, Understanding Aircraft Structures, Blackwell Publishing, 2005.
  - [5] M. C. Y. Niu, Airframe Structural Design: Hong Kong Conmilit Press LTD., 1988.
  - [6] S. Esteban Roncero, «Memoria Científico-Técnica de Proyectos Explora: Desarrollo de una Aeronave Convertible No-Tripulada para Despliegue Rápido y Eficiente en Situaciones de Emergencia».
  - [7] S. Esteban Roncero y J. M. Martínez Heredia, «Memoria Científico-Técnica de Proyectos RETOS: Desarrollo de una Aeronave Convertible No-Tripulada para Despliegue Rápido y Eficiente en Situaciones de Emergencia».
  - [8] XFLR5.
  - [9] FAA, FAR 27.
  - [10] EASA, CS-27.
  - [11] [www.iairforce.com](http://www.iairforce.com).
  - [12] Bell Helicopter Textron Inc., Eagle Eye Pocket Guide, Marketing Publications Manager/Bell Helicopter, 2005.
  - [13] [www.mansbergeraircraft.com](http://www.mansbergeraircraft.com).
  - [14] [www.aviacomposite.com](http://www.aviacomposite.com).
  - [15] Dassault Systèmes , «Simulia Abaqus 6.14 Documentation».
  - [16] F. París, J. Cañas, J.C. Marín, A. Barroso, Introducción al Análisis y Diseño con Materiales Compuestos, Sección de Publicaciones de la ETSI de la US.
  - [17] CompositesWorld, [www.compositesworld.com](http://www.compositesworld.com).
  - [18] V. Pajno, Sailplane Design, IBN Editore, 2010.
-